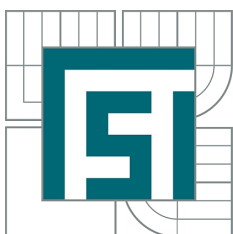


VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

ZÁCHRANNÉ SYSTÉMY PRO LÉTAJÍCÍ DRONY FLYING DRONES RESCUE SYSTEMS

DIPLOMOVÁ PRÁCE
MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

Bc. TOMÁŠ HÁJEK

VEDOUCÍ PRÁCE
SUPERVISOR

Ing. JAN PEJCHAR

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2014/2015

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

student(ka): Bc. Tomáš Hájek

který/která studuje v **magisterském navazujícím studijním programu**

obor: **Stavba letadel (2301T039)**

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma diplomové práce:

Záchranné systémy pro létající drony

v anglickém jazyce:

Flying drones rescue systems

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Bezpilotní prostředky se čím dál více stávají součástí běžného letového provozu. Pro plnou integraci do vzdušného prostoru chybí překonat několik legislativních problémů, které se mimo jiné zaměřují na bezpečnost jejich provozu. Jednou z cest zvyšování bezpečnosti je využití záchranného systému s předpoklady pro vysokou spolehlivost, výkonové parametry a snadnost obsluhy. Dané parametry nejlépe splňuje systém založený na využití padáku.

Cíle diplomové práce:

Předmětem této práce je:

- 1) Rešeršní rozbor padákových systémů a přehled jejich výkonnostních charakteristik
- 2) analýza typické misi bezpilotního dronu a vytipování nejčastěji detekovaných poruch
- 3) konstrukční návrh montáže záchranného systému Galaxy UAV pro vybraný dron
- 4) vypracování metodiky zkoušek potřebných pro ověření funkčnosti systému v extrémních klimatických podmínkách a při letových zkouškách
- 5) ověření metodiky provedením letových testů.

Seznam odborné literatury:

[1] Knacke T.W.: Parachute Recovery Systems Design Manual, Para Pub, 1992

Vedoucí diplomové práce: Ing. Jan Pejchar

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2014/2015.

V Brně, dne 21.11.2014

L.S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
Ředitel ústavu

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
Děkan fakulty

Abstrakt

Práce se zabývá problémy spojenými se začleňováním bezpilotních prostředků do letového provozu a analyzuje možná rizika.

Definuje metodiku prokázání letové způsobilosti padákového záchranného systému za extrémních klimatických podmínek. První část metodiky se zabývá splněním výkonových požadavků v podmínkách vnějšího prostředí a druhá část ověřuje výkony padákových vrchlíků.

Definovaná metodika je následně ověřena praktickými zkouškami na balistickém záchranném systému Galaxy GBS 10.

Summary

This paper addresses the issue of security and integration of UAVs in air traffic operations and analyses possible risks.

This work defines methodology to demonstrate airworthiness of the parachute recovery system under extreme climatic conditions. The first part of the methodology deals with the compliance performance requirements in external environment and the second part verifies performance parachute canopy.

Methodology developed herein is subsequently verified by practical tests on parachute recovery system Galaxy GBS 10.

Klíčová slova

dron, bezpilotní prostředek, UAV, bezpečnost, balistický záchranný padákový systém, anulární padák, padákový vrchlíkletový provoz, DO-160, testy vnějšího prostředí, ověřování letových výkonů, zkoušení za letu, ,

Keywords

Safety, Reliability, Flight operations, DO-160, external environment testing, flight performance verification, in-flight testing, ballistic recovery parachute system, annular parachute, parachute canopy, unmanned aerial vehicle, UAV, dron

HÁJEK, T. *Záchranné systémy pro létající drony*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2015. 62 s., 36 s. příloh . Vedoucí diplomové práce Ing. Jan Pejchar.

Prohlašuji, že jsem diplomovou práci vypracoval samostatně na základě konzultací s vedoucím práce, firmou Galaxy GRS a s použitím odborné literatury a zdrojů uvedených v seznamu, který tvoří přílohu této práce.

Bc. Tomáš Hájek

Rád bych touto cestou poděkoval především vedoucímu diplomové práce Ing. Janu Pejcharovi za jeho ochotu, vstřícný přístup, cenné rady a věcné připomínky při vypracování diplomové práce.

Také bych rád poděkoval vedení městyse Trhová Kamenice za laskavé zapůjčení rozhledny a firmě HAB.se za poskytnutí bezpilotního prostředku k letovým testům.

Dále bych touto cestou rád poděkoval rodičům za umožnění studia a podporu v jeho průběhu.

Bc. Tomáš Hájek

Obsah

1	Úvod	3
2	Létající bezpilotní prostředky	4
2.1	Historie	4
2.2	Současný stav	5
3	Analýza typické mise bezpilotního prostředku	6
3.1	Typická mise DJI Spreading Wings S1000+	6
3.2	Vytipování nejčastějších poruch	6
4	Záchranné systémy	9
4.1	Dělení záchranných systémů	9
4.2	Kritéria výběru záchranného systému	9
4.3	Padákové systémy	10
4.4	Záchranné padákové systémy prolétající drony	11
5	Charakteristiky a výkony padáků	13
5.1	Konstrukční a geometrické parametry padáků	13
5.2	Výkonové charakteristiky padáků	13
6	Záchranný systém Galaxy GBS 10	19
6.1	Elektronický systém	20
6.2	Padáky	20
7	Konstrukční řešení uchycení systému	21
7.1	Účel a požadavky	23
7.2	Odhad zatížení uchycení	23
7.3	Nakupované řešení uchycení	24
7.4	Vyráběné řešení uchycení	25
7.5	Zhodnocení návrhů	30
8	Testování palubního vybavení	31
8.1	RTCA DO-160	31
9	Testy vnějšího prostředí systému GBS 10	33
9.1	Teplota a Výška	33
9.2	Teplotní cykly	36
9.3	Vlhkost	36
9.4	Provozní rázy a havarijní bezpečnost	38
9.5	Vibrace	38
9.6	Odolnost proti působení vody	38
9.7	Prach a písek	39
9.8	Solná mlha	39
9.9	Námraza	40
9.10	Zhodnocení testů	40

10 Verifikace letových výkonů padákových vrchlíků GBS 10	42
10.1 Měřené vrchlíky	42
10.2 Postup zkoušek	43
10.3 Vyhodnocení naměřených dat	44
10.4 Porovnání výkonů vrchlíku 10/150	50
11 Zkoušení systému GBS za letu	51
11.1 Postup testů	51
11.2 Stanovení času záchrany	52
11.3 Odhad výšky záchrany	52
12 Závěr	56
Seznam použitých zdrojů	57
Seznam použitých zkratk a symbolů	59
Přílohy:	
A Konstrukční řešení padákových vrchlíků	62
B Záznam testů vnějšího prostředí	65
C Vypouštěcí mechanismus	67
D Kalibrace měřicího řetězce	68
E Rychlost opadání - vyhodnocení	71
F Vyhodnocení plochy vrchlíku	77
G Sekvence videozáznamu letových testů	81
H Výkresy držáků	85

1 Úvod

Práce se věnuje problematice integraci záchranných padákových systémů do malých bezpilotních prostředků, které se čím dál více stávají součástí běžného letového provozu. Pro plnou integraci zbývá překonat legislativní problémy a vyřešit problematiku prokázání bezpečnosti záchranného padákového systému.

Práce stanovuje specifiky a požadavky pro konstrukční uchycení záchranného systému Galaxy GBS 10 vyvinutého Leteckým ústavem VUT v Brně ve spolupráci s firmami Galaxy GRS, RCE Systems s.r.o., Indent Safety Systems a.s. Věnuje se stanovení letových výkonů použitého padákového vrchlíku a prokázání funkčnosti tohoto systému za extrémních podmínek.

Jelikož v současnosti neexistují předpisy upravující požadavky na záchranné systémy bezpilotních prostředků, práce definuje metodiku prokázání letové způsobilosti záchranného systému Galaxy na základě platných leteckých norem pro palubní vybavení CS-ETSO resp. DO-160, kterou následně ověřuje praktickými zkouškami.

2 Létaající bezpilotní prostředky

Bezpilotní prostředky, drony, někdy také označované UAV ¹ jsou, jak již název napovídá, letadla bez posádky na palubě.

ICAO klasifikuje bezpilotní prostředky do dvou kategorií[1]:

Autonomní bezpilotní prostředky - se pohybují samostatně dle předem naprogramovaného letového plánu a jsou plně nezávislé.

Dálkově řízené bezpilotní prostředky - jsou plně ovládané z jiného místa než je paluba letadla (země, jiný letoun atp.)

2.1 Historie

První využití létajících strojů bez posádky bylo zaznamenáno 22. srpna 1849. Při útoku na Benátky rakouská armáda využila balónů nesoucích náklad dálkově vypouštěných výbušnin k bombardování města.

Drony v podobě jaké je známe dnes, se začaly vyvíjet již na začátku 20. století. Jejich použití bylo převážně vojenské a s vývojem technických možností společně se snahou chránit životy pilotů rostlo i jejich využívání. Ve vietnamské válce (1973) americká armáda odlétala více jak 3500 bezpilotních misí se ztrátou přibližně 550 strojů. Během roku 2012 stejná armáda použila více jak 7500 bezpilotních prostředků, což je téměř třetina celé flotily USAF.



Obrázek 2.1: Izraelský dron Tadiran Mastiff, použitý v roce 1973 se považuje za první moderní bezpilotní prostředek [2].

¹z anglického **U**nned **A**erial **V**ehicle.

2.2 Současný stav

V současnosti se použití dronů rozšířilo mimo vojenský sektor i do oblasti civilní. Jsou využívány kupříkladu k monitorování dopravy, požárů, k inspekci elektrického i jiného vedení, k filmařským účelům a v neposlední řadě i k záchraně lidských životů. Díky takto široké oblasti působení mají dnes drony mnoho rozličných podob, od pohyblivých nosných ploch, po futuristické uspořádání pevných nosných ploch, od velikosti lidské dlaně po rozpětí 40 m.



(a) Global Hawk [3]



(b) Black Hornet [4]

Obrázek 2.2: Rozličné podoby dnešních bezpilotních prostředků .

Díky cenové dostupnosti došlo k rozšíření i do komerční sféry. V nabídce některých prodejců jsou kompletně hotové bezpilotní systémy vybavené pokročilými autopiloty využívajícími k navigaci systém GPS společně s inerciální stabilizací.



Obrázek 2.3: Dron vyvíjený k záchraně tonoucích společností RTS Labs [5]

3 Analýza typické mise bezpilotního prostředku

Pro analýzu typické mise byl vybrán hojně rozšířený bezpilotní prostředek z cílové kategorie záchranného systému Galaxy GBS 10 viz kapitola 6.

3.1 Typická mise DJI Spreading Wings S1000+

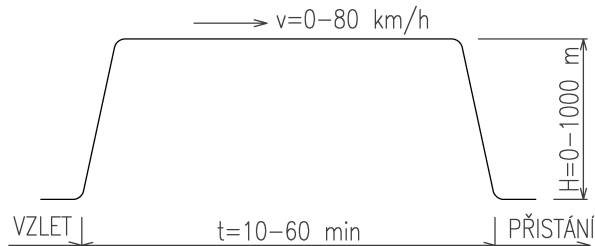
DJI Spreading Wings S1000+ je bezpilotní systém čínské firmy sestavený speciálně pro filmářské účely. Jedná se o tzv. „octo-koper“ - osmi motorový letoun s rotujícími nosnými plochami. Platící zatížení je až 5 kg a díky skládacím ramenům je velice mobilní [6]. Základní charakteristiky jsou uvedeny v tabulce 3.1.

Tabulka 3.1: Charakteristiky bezpilotního prostředku Spreading Wings S1000+ [6]

Výrobce:	DJI
Motor:	8 × střídavý elektromotor 500 W
Rozpětí:	1045 mm
Maximální vzletová váha:	11 kg
Vytrvalost	15–60 min



(a) Spreading Wings S1000+ [6]



(b) Diagram typické mise drodnu Spreading Wings S1000+.

Obrázek 3.1: Spreading Wings S1000+ a jeho typická mise

3.2 Vytipování nejčastějších poruch

V roce 2003 zahájil v ČR svou činnost Ústav pro odborné zjišťování příčin leteckých nehod, který však ve své databázi doposud nemá leteckou nehodu týkající se malého bezpilotního prostředku [7]. Nedojde-li během incidentu k újmě na zdraví či majetku třetí strany, nebývají tyto nehody hlášeny.

Neexistují proto oficiální záznamy o nehodách ani jiný důvěryhodný zdroj dat pro vytipování nejčastějších poruch malých dronů.

Následující analýza byla provedena pouze pro získání obecné představy o typu a charakteru poruch vyskytujících se během provozu.

Vytipování nejčastějších poruch bylo provedeno rozborem 50 videozáznamů nehod bezpilotních prostředků. Video byla vyhledávána na internetových diskusních fórech ([8],

3. ANALÝZA TYPICKÉ MISE BEZPILOTNÍHO PROSTŘEDKU

[9]). Naprostá většina záznamů se týkala malých tzv. multi-kopterů (váha do 10 kg). Klasifikace příčiny poruch jsou založeny na výpovědi majitelů nebo na charakteristických znacích jednotlivých poruch. Příčiny nehod byly rozděleny do následujících kategorií:

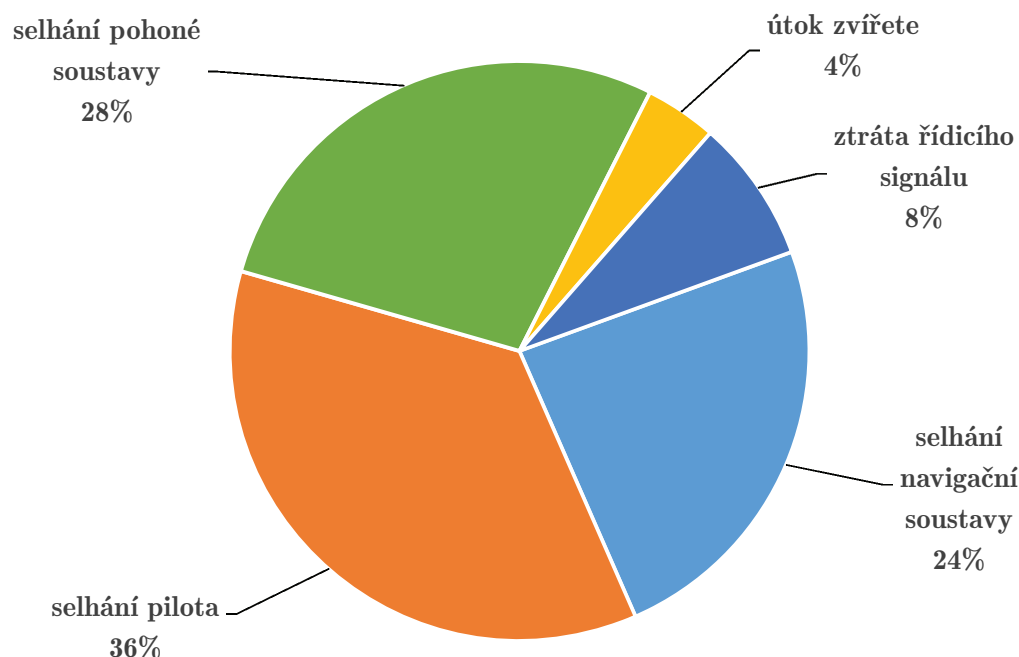
Selhání pilota je převážně způsobeno nedostatkem zkušeností a znalostí pilota. Tyto nehody jsou charakteristické nerozeznáním směru letu dronu, chybným zásahem do řízení a následnou havárií.

Selhání pohonné soustavy zahrnuje poruchy vrtulí, motorů, regulátorů i baterií. Tyto poruchy mají za následek ztrátu výkonu, popřípadě ztrátu ovladatelnosti.

Selhání navigační soustavy nejčastěji zahrnuje ztrátu signálu GPS modulu nebo poruchu některého ze stabilizačních gyroskopů. Takové poruchy mívají za následek přepnutí řídicího systému do autonomního režimu bez možnosti manuálního řízení.

Ztráta řídicího signálu má většinou za následek přepnutí do tzv. *Fail Safe* módu, kdy se bezpilotní prostředek sám vrátí nejkratší cestou na místo startu. Vzhledem k charakteru míst, kde jsou drony provozovány, to většinou znamená náraz do stromu či budovy.

Útok zvířete je překvapivě častou příčinou nehody, která je opět odvozena od charakteru místa provozu a od prováděné činnosti (létání v parku, filmování divokých zvířat, atp.).



Obrázek 3.2: Vytipování nejčastějších poruch malých dronů.

I přes věrohodnost zdrojových informací o příčinách poruch lze bezpečně určit společné jmenovatele všech rozebíraných nehod. Jsou to především:

3.2. VYTIPOVÁNÍ NEJČASTĚJŠÍCH PORUCH

- nezkušenost a neznalost pilotů
- nízká záchranná výška
- nízká spolehlivost použitého vybavení
- nízká úroveň zálohování důležitých funkcí
- nevhodná lokalita letu

Tyto faktory hovoří jasně pro použití záchranného systému, který bude pilotovou poslední volbou při řešení problémů za letu. Z rozboru také vyplývá, že takový systém musí mít vysokou úroveň spolehlivosti a musí být schopen pracovat s malou výškou záchrany.

4 Záchranné systémy

Neustálá možnost havárie za letu dala vzniknout celé řadě různých druhů záchranných systémů.

Záchranný systém je sestava komponent a dílů určená k návratu letadla na povrch země tak, aby došlo k minimálnímu poškození při přistání. Sestava záchranného systému (dále jen ZS) se skládá z dalších podsestav.

Minimální poškození je takové, které nezpůsobí selhání nebo poškození primární konstrukce. Trvalé deformace, či znemožnění funkce jsou omezeny na jednoduše vyměnitelné díly[10].

4.1 Dělení záchranných systémů

Existuje velké množství konstrukčních řešení záchranných systémů které lze rozdělit na:

ZS pro letouny s posádkou vs. bezpilotní prostředky ZS letadla s lidskou posádkou je často složen z několika ZS (padák + airbag) pro zajištění zdraví posádky. Požadovaná rychlost ustáleného sestupu bývá nižší než pro UAV.

Standardní použití vs. nouzové použití Nouzové použití záchranného systému se považuje záchrana letounu z krizové situace. Standardním použitím je kupříkladu využití padáku pro brzdění během přistání.

Destruktivní vs. nedestruktivní použití ZS Existují technická řešení ZS, která svou funkcí poškozuji drak letounu (trvalá deformace deformačního členu, airbag). Řešení poskytují více volnosti při návrhu, avšak uvedení letounu do provozuschopného stavu je dražší.

4.2 Kritéria výběru záchranného systému

Porozumění účelu, zhodnocení požadavků a podmínek, za kterých bude ZS provozován rozhoduje o typu záchranného systému. Typické požadavky na ZS jsou [11][12]:

- Spolehlivost
- Možnost zvyšování zatížení
- Nízká hmotnost a objem
- Odolnost vnějšímu poškození
- Zpomalení pádu
- Jednoduchost konstrukce a výrobitelnost
- Rychlá iniciace
- Jednoduchá údržba a servis
- Stabilita sestupu
- Nízká pořizovací cena
- Opakovatelnost výkonů
- Malá záchranná výška

4.3. PADÁKOVÉ SYSTÉMY



Obrázek 4.1: Příklad standardního využití ZS typu airbag [13]

Existuje množství záchranných systémů, které fungují na různých principech (kupříkladu princip airbagu – obrázek 4.1), pro malé létající drony se však v průběhu vývoje nejlépe osvědčily padákové záchranné systémy.

Pro použití padákového záchranného systému hovoří několik faktorů:

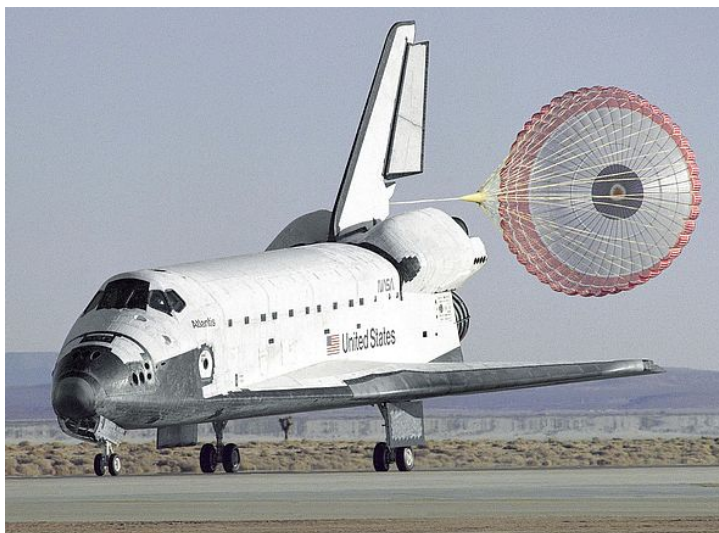
- Snížení klesací rychlosti krátce po iniciaci ZS a sestup stálou rychlostí.
- Variabilita systému, který ke své funkci nevyžaduje součinnost konstrukce dronu.
- Malý počet součástí systému.
- Jednoduchý princip fungování i řízení.

Samozřejmě je třeba zvážit i nevýhody tohoto systému jako třeba snos větrem v průběhu klesání a s tím spojenou obtížnou lokalizaci dronu. Použití padákového záchranného systému do jisté míry ovlivňuje i mohutnost konstrukce, která musí přenést otvírací rázy při nafukování padáku.

4.3 Padákové systémy

Použití padáku jako prostředku pro záchranu lidského života bylo poprvé zaznamenáno během první světové války. Padák byl využíván posádkami pozorovacích balónů a umožňoval jim rychlé opuštění stanoviště v případě požáru balónu. Do standardní výbavy posádek letadel se dostávají padáky už na konci války. Od této doby se padákové systémy objevují nejen při záchraně života letců, ale i jako prostředky konečné fáze dopravy vojenského i civilního personálu, materiálu nebo jako sportovní náčiní.

Na letadlech se v současnosti využívá padákových systémů v různých situacích: přerušení nebezpečných letových manévřů (vývrtky nebo flutteru), přistání (ke zkrácení brzdné dráhy za účelem nižšího opotřebení brzd a pneumatik letadla – obrázek 4.2a) a v neposlední řadě i při nouzových situacích u malých letounů obrázek 4.2b.



(a) Brzdící padák raketoplánu Atlantis [14].



(b) Padákový záchranný systém letounu Cirrus SR22 [15].

Obrázek 4.2: Použití padákových systémů.

4.4 Záchranné padákové systémy prolétající drony

4.4.1 DJI Dropsafe



Obrázek 4.3: Záchranný padákový systém Dropsafe firmy DJI [28].

Jedná se výrobek čínského firmy DJI, která jej zkonstruovala speciálně pro své bezpilotní prostředky.

Systém se skládá z plastového kontejneru, vrchlíku, řídicí elektroniky a mechanické ovládací části. K aktivaci systém využívá stlačený vzduch.

Výrobce udává hmotnost celého systému 550 g. Čas záchrany méně jak 0,5 s a výšku záchrany 6 m [6]. Cenu výrobce neudává, na trhu se však systém prodává za 855 euro.

4.4. ZÁCHRANNÉ PADÁKOVÉ SYSTÉMY PRO LÉTAJÍCÍ DRONY

4.4.2 SKYCAT x68

Je záchranný padákový systém finské firmy Skycat, dodávaný v několika verzích v rozsahu nosností 3–15 kg.

Systém se skládá z plastového kontejneru, vrchlíku a ovládací elektroniky, viz obrázek 4.4a. Vrchlík je aktivován stlačenou pružinou.

Výrobce udává hmotnost systému 420 g, čas záchrany 0,08–0,2 s a cenu 519 euro [17].

4.4.3 FruityChutes

Jedná se o záchranný padákový systém stejnojmenné americké firmy FruityChutes.

Výrobce nabízí řadu padákových vrchlíků v rozsahu nosností 1–92 kg s $C_{D0}=2,2$, pro které vyrábí kompozitové kontejnery. Vrchlík je aktivován stlačeným vzduchem. Hmotnost systému je 650 g [29].

Cenu výrobce neudává.



(a) Záchranný systém Skycat x86 [17].



(b) Záchranný systém FruityChutes [29].

Obrázek 4.4: Záchranné systémy pro létající drony.

Letové výkony těchto systémů jsou uvedeny na obrázku 10.9 v porovnání s GBS Galaxy 10.

5 Charakteristiky a výkony padáků

5.1 Konstrukční a geometrické parametry padáků

Postupný vývoj padáků od 20-tých let 19. století a specifický způsob používání vyústil ve velký počet jednotlivých typů. Tyto nové konstrukce byly vylepšením prvních padáků zejména ve stabilitě a odporu, také se rozšířila obálka jejich použití až do nadzvukové oblasti.

Padáky je možné mezi sebou porovnávat na základě těchto parametrů [11]:

Konstrukční tvar má zásadní vliv na vlastnosti padáku, zejména odpor a stabilitu.

Konstrukční průměr D_c je návrhový nebo také výpočtový průměr vrchlíku.

Konstrukční plocha S_c je návrhová plocha nafouknutého vrchlíku, která zahrnuje i plochu větracích otvorů tzv. slotů a ostatních součástí.

Jmenovitý průměr D_0 lze vypočítat z celkové plochy vrchlíku S_0 . Hodnotu nelze na vrchlíku vyznačit, slouží pouze k porovnávání.

Jmenovitá plocha S_0 je plocha rozloženého vrchlíku, někdy bývá popisována jako plocha tkaniny vrchlíku.

Průmětný průměr D_p je průměr určený z průmětné plochy S_p . Na rozdíl od jmenovitého průměru je ovlivňován faktory jako je pórovitost tkaniny vrchlíku, délka závěsných lan a zejména pak rychlosti. Obecně lze prohlásit že čím větší nominální průměr, tím větší bude hodnota součinitele odporu C_D . Poměr D_p/D_0 reprezentuje odporovou efektivitu. Daný padák je tím efektivnější čím se tento poměr blíží 1.

Průmětná plocha S_p je půdorysný průmět plochy nafouknutého vrchlíku v daném čase.

Součinitel odporu C_{D0} je součinitel odporu vztažený na plochu vrchlíku S_0 . Slouží jako hlavní ukazatel efektivnosti konstrukce vrchlíku s danou plochou.

Součinitel otvíracích sil C_x udává rozdíl mezi okamžitou silou při nafukování vrchlíku a silou při ustáleném klesání ve vázacích lanech.

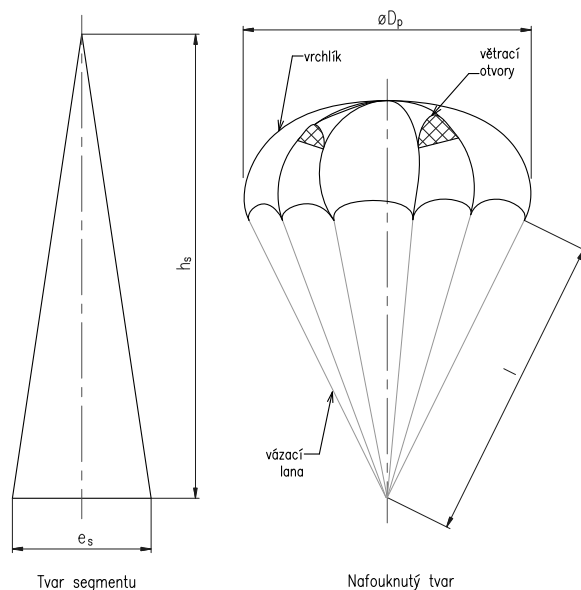
Průměrný oscilační úhel udává velikost odklonu vrchlíku od svislé osy během ustáleného klesání. Je ovlivněn nejen konstrukcí, ale i velikostí padáku. Větší padáky mají obecně menší oscilační úhly.

Konkrétní hodnoty některých parametrů pro vybraná konstrukčních řešení jsou uvedeny v příloze A.

5.2 Výkonové charakteristiky padáků

Výkony padáků jsou ovlivňovány mnoha faktory, od charakteru proudu vzduchu, ve kterém se pohybují, po typ tkaniny ze které jsou vyrobeny. Pro padáky záchranných systémů jsou důležité následující charakteristiky.

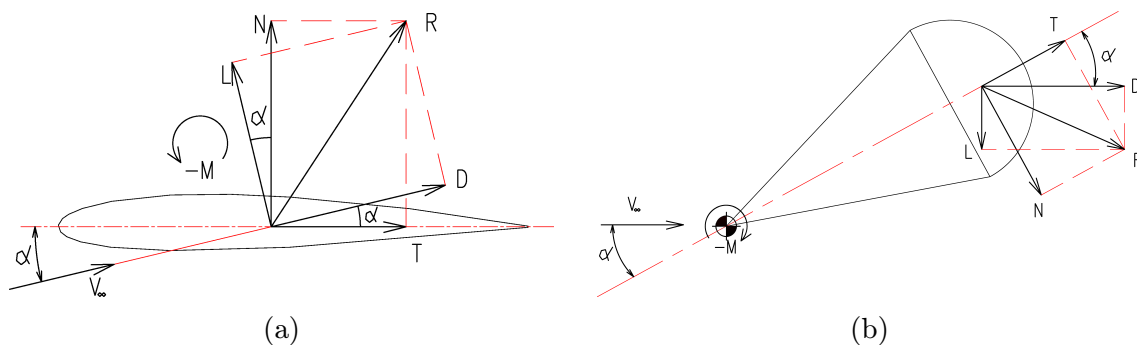
5.2. VÝKONOVÉ CHARAKTERISTIKY PADÁKŮ



Obrázek 5.1: Náskres charakteristických rozměrů padáku.

5.2.1 Aerodynamické síly

Stejně jako na leteckém profilu, tak i na padákovém vrchlíku v nerušeném proudu s úhlem náběhu α vzniká odporová síla D ve směru rychlosti v_∞ , vztlaková síla L kolmo na směr v_∞ a záporný klopivý moment M .



Obrázek 5.2: Silové působení na padákovém vrchlíku.

5.2.2 Rychlost opadání

V ustáleném režimu letu stabilního padáku se odporová síla rovná jeho tíze.

$$D_{celkovy} = (m_{letoun} + m_{padak}) \cdot g \quad (5.1)$$

Kde: g = tíhové zrychlení [$m \cdot s^{-2}$]

Dosazením D_c za D do obecně známého vztahu pro odporovou sílu můžeme vyjádřit rychlost ustáleného sestupu v 0m MSA jako:

$$v_D = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{TOW} \cdot g}{\rho_0 \cdot S \cdot C_D}} \quad (5.2)$$

respektive rychlost sestupu v libovolné výšce je:

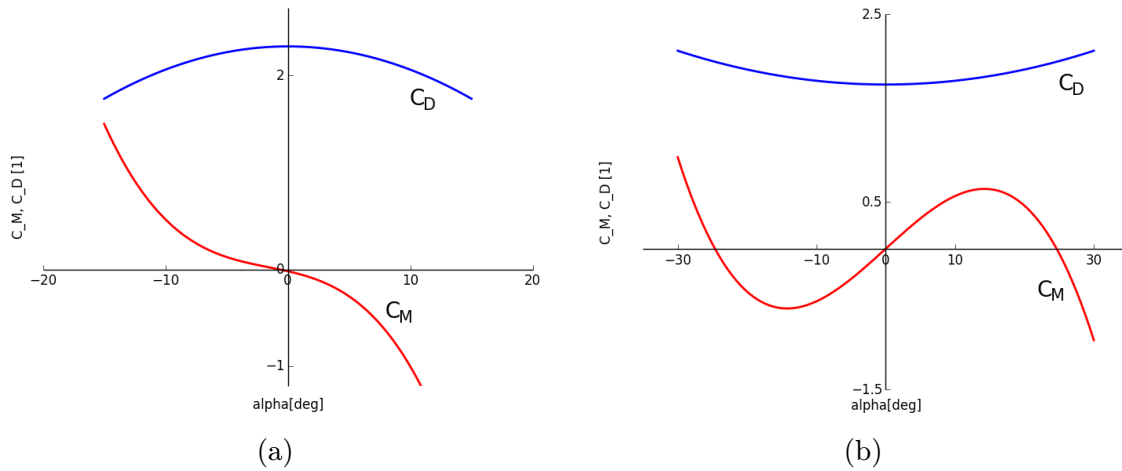
$$v_D = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{TOW} \cdot g}{S \cdot C_D}} \cdot \sqrt{\rho / \rho_0} \quad (5.3)$$

Kde: S_0 = plocha vrchlíku $[m^2]$
 ρ = hustota vzduchu v libovolné výšce $[Kg \cdot m^{-3}]$
 ρ_0 = hustota vzduchu v 0m MSA $[Kg \cdot m^{-3}]$

5.2.3 Stabilita padáků

Statická stabilita je obecně tendence tělesa k návratu do původní polohy po vychýlení vnějšími silami. Tyto závislosti lze obdržet například měřením v aerodynamickém tunelu.

Je-li gradient součinitele klopivého momentu $dC_M/d\alpha$ záporný, padák se bude chovat jako stabilní a zároveň křivka zobrazující průběh součinitele odporu C_D má konkávní tvar – obrázek 5.3a. Čím je gradient $dC_M/d\alpha$ strmější, tím je padák stabilnější, větší je i jeho schopnost tlumit vnější vlivy - například poryvy větru.



Obrázek 5.3: Srovnání závislosti C_M na α stabilního a nestabilního padáku [11].

Naopak nestabilní padák se vyznačuje kladným gradientem $dC_M/d\alpha$ a konvexním tvarem křivky součinitele odporu – obrázek 5.3b. V rozsahu -25° a 25° má klopivý moment destabilizující účinek a padák bude oscilovat [11].

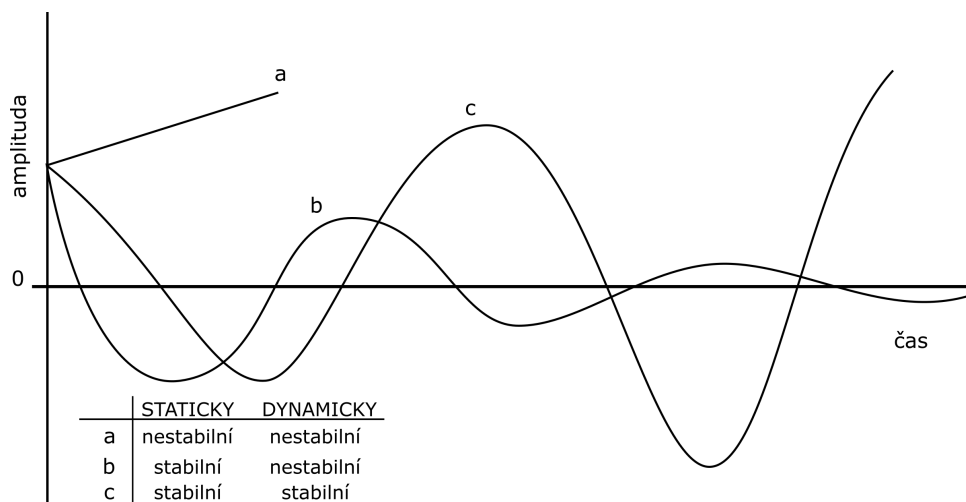
Dynamická stabilita Padák je dynamicky stabilní, osciluje-li se stále klesající amplitudou – díky tlumícím účinkům třecích sil a složkám tíhové síly.

Hypotetickým odstraněním třecích a odporových sil by přestaly existovat i tlumící účinky. V takovémto stavu, nazývaném „neutrálně dynamicky stabilní“, by měla amplituda kmitání takového padáku konstantní velikost v čase.

Dynamicky nestabilní stav nastává, jsou-li vnější síly větší než tlumící účinky odporových sil, padák kmitá s rostoucí amplitudou.

Neznamená to ale, že padák, který je staticky i dynamicky stabilní, bude vykazovat kvalitní výkony. Stejně tak jako odpružení automobilu zajišťuje statickou i dynamickou stabilitu nezaručuje pohodlnou jízdu. Zlepšení chování je v případě automobilu dosaženo přidáním tlumičů, které pohlcují energii a snižují tím oscilaci automobilu [11].

5.2. VÝKONOVÉ CHARAKTERISTIKY PADÁKŮ



Obrázek 5.4: Grafické znázornění průběhu amplitud dynamicky stabilních/nestabilních padáků [11].

5.2.4 Forebody efekt

Padáky jsou vždy použity s podvěsným tělesem tzv. forebody, za kterým se tvoří úplav jenž negativně ovlivňuje stabilitu, především však odpor padáku.

Vliv tohoto turbulentního úplavu je charakterizován poměrem nominálního průměru D_p a průměru forebody D_B – vypočteného z efektivní plochy (obr. 5.5)– v závislosti na vzdálenosti měřené mezi koncem forebody a náběžnou hranou vrchlíku.

Testy v aerodynamických tunelech bylo určeno, že padákový vrchlík by měl být ve vzdálenosti $4 - 6D_B$ v opačném případě byly změřeny ztráty v odporu až 25 %¹.

Aktivace padákového vrchlíku jiným směrem než do úplavu má pozitivní vliv zkrácení vzdálenosti forebody–vrchlík i na celkový čas záchrany [11].

5.2.5 Výška záchrany

Výška záchrany h_s je výška, kterou těleso urazí od iniciace ZS do okamžiku naplnění padáku. Zahrnuje i čas natahování vázacích lan, kdy na těleso ještě nepůsobí brzdící účinky padáku.

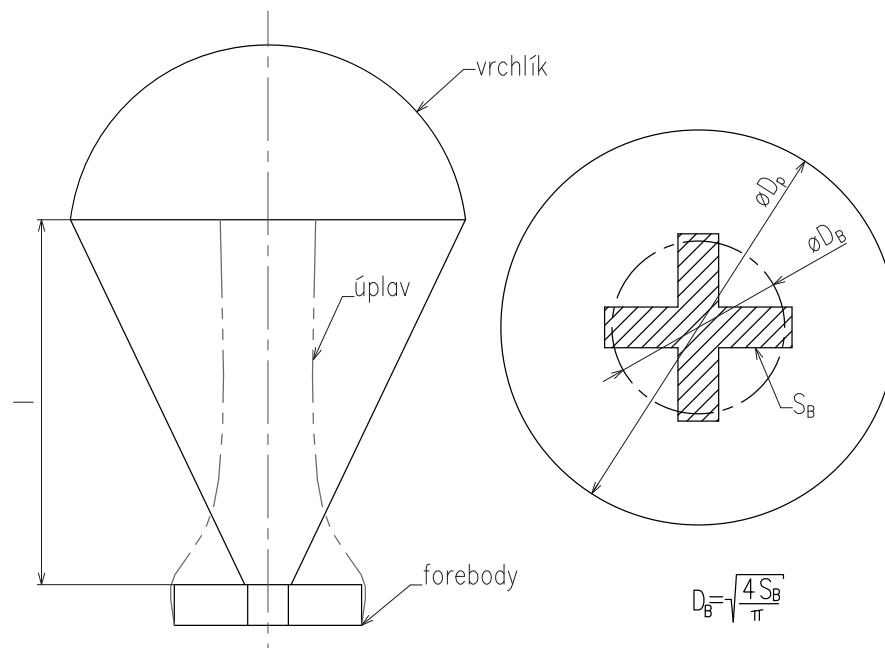
Čas záchrany t_s je čas za který těleso urazí výšku h_s .

Výška potřebná k naplnění vrchlíku h_f je výška, kterou těleso urazí od natažení vázacích lan po naplnění vrchlíku. Její výpočet byl odvozen na základě rovnice kontinuity, a předpokládá, že vzdálenost potřebná k otevření vrchlíku je konstantní vzhledem k objemu vzduchu potřebného k naplnění vrchlíku. Tato vzdálenost byla vztažena na nominální průměr D_0 a lze ji určit vztahem [11]:

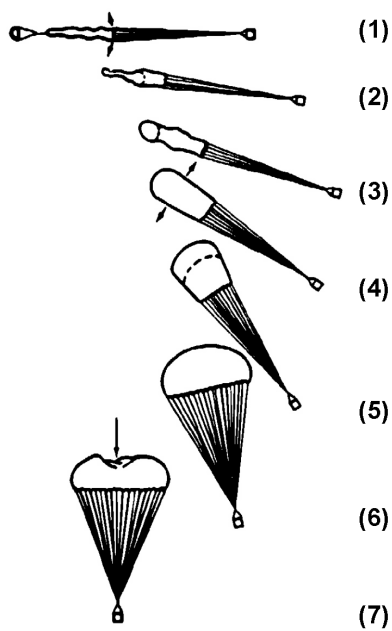
$$h_f = n \cdot D_p \quad (5.4)$$

Čas naplnění vrchlíku t_f je měřen od okamžiku natažení vázacích lan, kdy vzduch poprvé vniká do padáku - otevření ústí vrchlíku (obr. 5.6a - (1)). Následně do vrchlíku vniká malé množství vzduchu a pohybuje se směrem k vrcholu vrchlíku (2). Jakmile vzduch dosáhne vrcholu (3), vrchlík se plní směrem k ústí (4). Plnicí proces začíná pomalu,

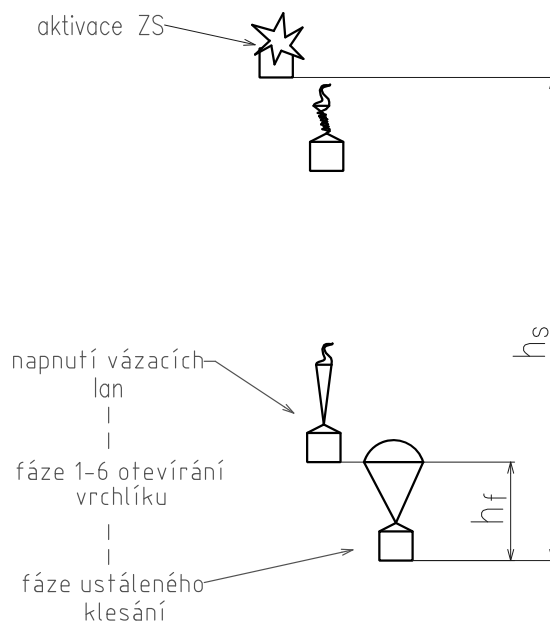
¹Platí pro vertikálně sestupující tělesa.



Obrázek 5.5: Forebody efekt a určení průměru D_B [11].



(a) Fáze otevírání padáku [11].



(b) Záchranná výška a výška otevírání padáku.

Obrázek 5.6: Fáze otevírání vrchlíku od iniciace ZS po ustálené klesání.

ale jeho rychlost rapidně roste jak se zvětšuje ústí vrchlíku, až dojde k plnému naplnění / otevření padáku (6).

5.2. VÝKONOVÉ CHARAKTERISTIKY PADÁKŮ

Celý proces je ovlivněn mnoha faktory, jako např. konstrukčním tvarem, velikostí a pórovitostí materiálu vrchlíku v neposlední řadě také hustotou vzduchu a rychlostí proudu, ve kterém se padák pohybuje. Vrchlíky vyrobené z nízko porézní tkaniny mají často tendenci k přeplnění a zhroucení vlivem momentu setrvačnosti okolního vzduchu (7) [11].

Výpočet času potřebného pro naplnění vrchlíku (obr. 5.6a fáze 1–6) je vztažen na průměr D_0 [11]:

$$t_f = \frac{n \cdot D_0}{v} \quad (5.5)$$

Kde: n = plnicí konstanta [1]

v = rychlost v okamžiku natažení lan (obr 5.6a (1)) [m s^{-1}]

Pro každý typ padáku rovnice vyžaduje drobné úpravy tak, aby odpovídala skutečnosti. Například pro tzv. stuhový padák má rovnice tvar:

$$t_f = \frac{n \cdot D_0}{v^{0,9}} \quad (5.6)$$

Rovnice zahrnuje vliv různé prodyšnosti látky za různých rychlostí [11].

6 Záchranný systém Galaxy GBS 10

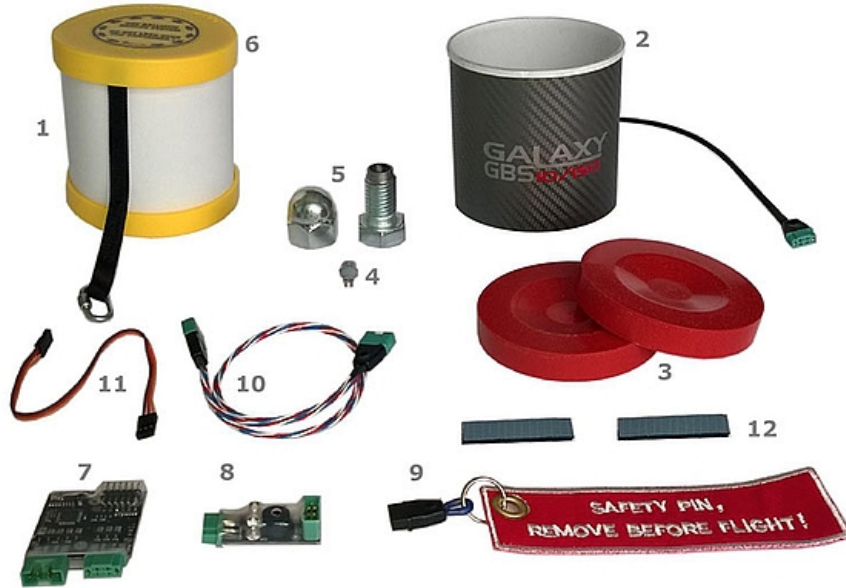
Galaxy GBS 10 je balistický záchranný systém vyvinutý ve spolupráci Leteckého ústavu VUT v Brně a firem: Galaxy Sky s.r.o., RCE Systems s.r.o. a Indent Safety Systems a.s. speciálně pro bezpilotní prostředky.

Systém se skládá z kompozitového kontejneru, ovládací elektroniky, výtlačného pístu, pyroiniciátoru a padákového vrchlíku. Po aktivaci pyrotechnického iniciátoru, který v řádu milisekund vytvoří velký objem plynu o tlaku několika megapascalů, dojde k vytlačení pístu z kontejneru a tím k aktivaci padáku.

Výrobce dodává systém v pěti různých verzích odlišených velikostí padáku resp. nosností celého systému.

Tabulka 6.1: Technické parametry řady GBS 10 [23]

	GBS 10/30	GBS 10/50	GBS 10/150	GBS 10/350	GBS 10/350 Speedy
Nosnost [kg]	do 3	3–5	5–17	15–35	15–35
Hmotnost systému [g]	250	275	370	680	720
$(m_{sys}/m_{TOW})_{max}^1$ [%]	7,6	8,4	6,8	4,3	4,59
Minimální výška záchrany [m]			do 5		do 30
Rychlost [kmh^{-1}]			0–80		do 220
Doba naplnění vrchlíku [s]			do 1		2,5
Způsob aktivace			Pyrotechnický iniciátor		



Obrázek 6.1: Galaxy GBS 10 [23]. 1 - vrchlík; 2 - kontejner; 3 - výtlačný píst; 4 - pyroiniciátor; 5 - přepravní nádoba pyroiniciátoru; 6 - víko; 7 - řídicí modul; 8 - informační panel; 9 - bezpečnostní pojistka; 10, 11 - propojovací a komunikační kabely; 12 - páska Dual Lock

¹Jedná se o poměr hmotnosti systému m_{sys} a vzletové hmotnosti bezpilotního prostředku nesoucí systém m_{TOW} . Hodnoty jsou vypočteny pro horší případ tj. pro dolní mez doporučeného rozsahu nosnosti.

6.1 Elektronický systém

Elektronický systém slouží ovládání a monitorování systému. Skládá se ze dvou částí:

Řídicí modul (obrázek 6.1 - 7) slouží k aktivaci pyrogenerátoru. Modul přijímá dva nezávislé signály, PPM nebo digitální signál a umožňuje komunikaci po datové lince CAN bus. Elektronicky zajišťuje systém proti nechtěnému odpálení.

Informační panel (obrázek 6.1 - 8) je vybaven zvukovou sirénou, červenou a zelenou diodou pro komunikaci s obsluhou. Kombinací zvukového a světelného signálu modul komunikuje s obsluhou o stavu systému.

6.2 Padáky

Jedná se o sedmi segmentové anulární padáky opatřené větracími sloty a středovou šňůrou. Tento typ padáků se obecně vyznačuje vysokým C_D , stabilitou a dobrým tlumením kmitů. Charakteristické rozměry jsou uvedeny na obrázku 6.2b a v tabulce 6.2.

Tabulka 6.2: Parametry padákových vrchlíků systému Galaxy GBS 10 [23]

	GBS 10/30	GBS 10/50	GBS 10/150	GBS 10/350 & Speedy
Zatížení [kg]	- do 3	3 5	5 17	15 35
Rychlost opadání [m s^{-1}]	- 5,4	4,0 5,1	3,1 5,7	3,5 5,4
Dopadová energie [J]	- 46,5	25 66,1	24,9 275,3	94,6 507,0
tj. pád z: [m]	- 1,5	0,8 1,3	0,5 1,6	0,6 1,5

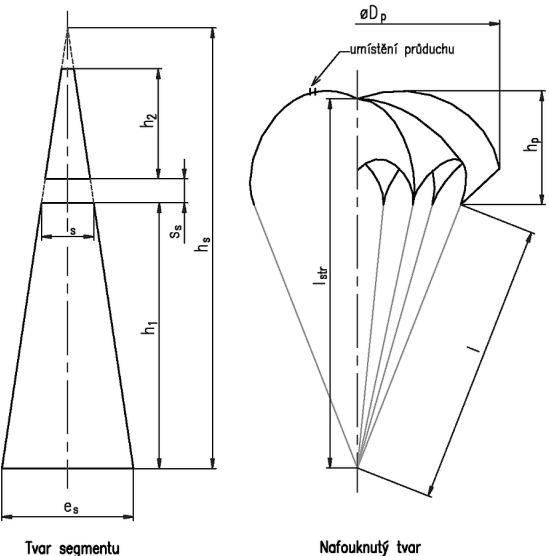
Geometrické charakteristiky

D_c [m]
 S_c
 S_0

NEVEŘEJNÉ



(a) Vrchlík GBS10/150



(b) Charakteristické rozměry GBS 10.

Obrázek 6.2: Padák ZS Galaxy GBS 10/150

7 Konstrukční řešení uchycení systému

Pro systém GBS 10 bylo navrženo několik uchycení – držáků, pro jednoduchou zástavbu na nejrozšířenější typy bezpilotních prostředků.

V tabulce 7.1 je uveden krátký přehled nejpoužívanějších dronů ve váhové kategorii 5–17 kg (pro GBS10/150) a jejich parametrů.

Tabulka 7.1: Přehled nejpoužívanějších dronů.

	DJI Inspire 1 [6]	3DR x8+ [19]	DJI Spreading Wings S1000+ [6]	QR X800 [20]	Altura Zenith ATX8 [21]	SkyEye T-series [22]
Konfigurace	quadro	quadro	octo	quadro	quadro	tri
Počet motorů	4	8	8	4	8	6
Průměr [mm]	580	510	1100	1200		1020
Hmotnost [g]	2900	2500	4400	3900	5600	4100
Platící zatížení [g]	1460	1000	5000		2900	1500
Maximální vzletová hmotnost [g]	4360	3500	9400	3900	8500	5600
Doba letu [min]	18	15	15	30	35	40
Baterie	LiPo	LiPo	LiPo	LiPo	LiPo	LiPol
počet článků	6S	4S	6s	6s	6s	6s
kapacita [mAh]	4500	10000	10k-20k	10k-15k	16600	16 000
váha [g]		803				
Cena ¹ [USD]	3000	1300	4500	2600	7000	

Z hlediska fungování systému, by měl být umístěn vně konstrukce, nebo tam kde nejsou překážky ve směru výstřelu padáku.

Trup dronů bývá nejčastěji vyroben z plátů uhlíkového laminátu o tloušťce 1–2,5 mm, ramena jsou kompozitové tenkostěnné trubky o vnějším průměru 15–35 mm

¹k únoru 2015



(a) DJI Inspire 1 [6]



(b) 3DR x8+ [19]



(c) DJI Spreading Wings S1000+ [6]



(d) QR X800 [20]



(e) Altura Zenith ATX8 [21]



(f) SkyEye T-series [22]

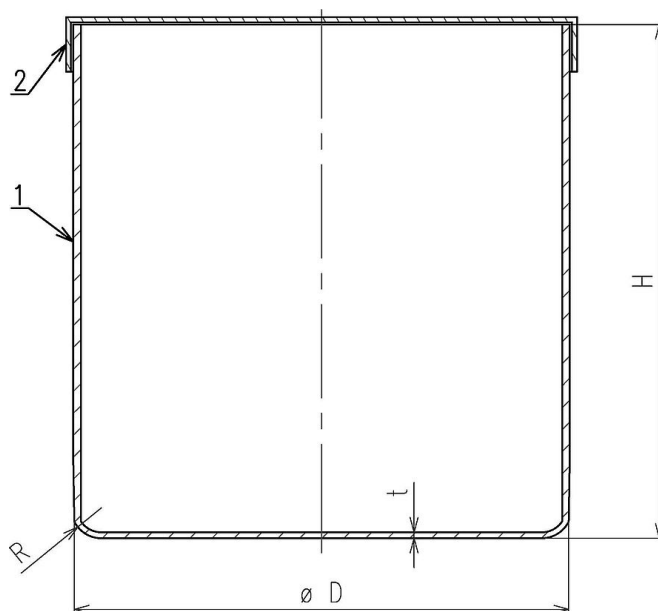
Obrázek 7.1: Přehled používaných dronů.

7.1 Účel a požadavky

Jak je uvedeno v kapitole 6, systém se skládá ze dvou hlavních částí – elektroniky a kompozitového kontejneru obsahující padák. Ovládací elektronika bývá umístěna společně s ostatními elektronickými prvky uvnitř trupu dronu, kontejner je zapotřebí umístit vně konstrukce a zde ho upevnit.

Požadavky a specifika konstrukce jsou:

- Nízká hmotnost
- Jednoduchá vyrobiteľnosť
- Variabilita konstrukce
- Umístění hmoty systému blízko těžiště
- Volný průchod vystřeleného padáku
- Volný pohyb výtlačného pístu
- DO-160 provozní rázy, vibrace viz kap. 8



Obrázek 7.2: Schématický náčrt a rozměry kontejneru GBS 10/150.

1 – kontejner ($D=100$ mm, $H=$ dle verze); 2 – víko

Z principu funkce systému je jeho fixování možné vně kontejneru nebo zevnitř přes dno, kdy kotvící šrouby musí být utěsněny.

Jednotlivé verze systému GBS 10 se liší pouze výškou kontejneru, průměr zůstává stejný.

Pro systém bylo vytvořeno několik návrhů držáku. Výkresy držáků jsou uvedeny v příloze H

7.2 Odhad zatížení uchycení

Během provozu je uchycení vystaveno:

- Letovému zatížení vznikající při manévrech – určeno manévrovou obálkou prostředku na kterém je systém instalován.

7.3. NAKUPOVANÉ ŘEŠENÍ UCHYCENÍ

- Zatížení od výbuchu při iniciaci záchranného systému. Působení síly v řádech milisekund ve směru hlavní osy symetrie kontejneru, které nemá významný vliv.
- Zatížení od provozních rázů viz kapitola 8 (6g/11 ms)

Zatížení je převážně neznámé, návrhy jsou proto spíše koncepční. Pevnostní požadavky lze určit v okamžiku dostupnosti letové obálky popřípadě je ověřit v provozu a testy provozních rázů dle DO-160.

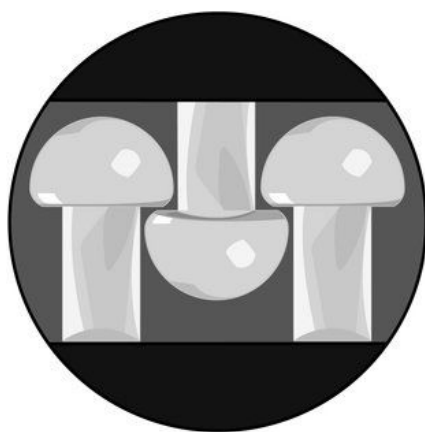
7.3 Nakupované řešení uchycení

7.3.1 3M Dual Lock

Použití rychle rozebíratelného uchycení samolepícím suchým zipem 3M Dual Lock ² se osvědčilo během letových testů – viz kapitola 11

Tento zip má na rubové straně akrylové lepidlo pro nalepení na širokou škálu materiálů, na lícové straně jsou „hříbkovitě“ tvarované hlavičky suchého zipu (obr. 7.3a) [24].

Výrobce udává měrnou hmotnost v rozmezí 1317–1426 g m⁻². Pro uchycení kontejneru se ukázal jako dostačující pásek o rozměrech 60 × 25 mm, tzn. hmotnost celého uchycení je přibližně 4–5 g.



(a)



(b)

Obrázek 7.3: 3M Dual Lock [24]

²Celý obchodní název: 3MTM Dual LockTM Reclosable Fasteners

7.4 Vyráběné řešení uchycení

7.4.1 Návrh 1

NEVEŘEJNÉ

z důvodu dohody o utajení není obsah dostupný

Obrázek 7.4: Návrh držáku – drzak_01

Tabulka 7.2: Kusovník drzak_01

poz.	název	ks.	hm. [g]
1	deska_01	2	2
2	objímka $\phi 20$ mm	4	2
3	závitová tyč M3×35	4	2
4	samojistná matice M3	8	0,6
5	velcro páska 20x350	1	≈10
celkem			34

- držák je navržen pro umístění na rameno motoru koptéry
- naklápěcí osa kontejneru umožňuje směřovat výstřel padáku
- kontejner je k držáku připevněn pomocí velcro pásky ³– suchého zipu – která není na obrázku zobrazena
- pozice 1 – deska_01 je navržena pro výrobu z uhlíkových případně skelných laminátových plátů tloušťky 1,5 mm a pro vyřezání na NC stroji
- pozice 2 – objímka její vnitřní průměr je určen průměrem ramena koptéry. Jedná se o nakupovaný díl⁴

³Například <http://www.prodance.cz/vr4040-modry-velcro.html>

⁴Například na www.hobbyking.com pod názvem „tube clamp“.

7.4.2 Návrh 2

NEVEŘEJNÉ

z důvodu dohody o utajení není obsah dostupný

Obrázek 7.5: Návrh držáku – drzak_02

Tabulka 7.3: Kusovník drzak_02

poz.	název	ks.	hm. [g]
1	deska_vnější	1	11
2	deska_vnitřní	1	5
3	uzavřená matice M3	3	2
4	šroub M3×5	3	0,6
celkem			24

- držák je navržen k umístění ZS na trup koptéry
- použití uzavřených matic k zatěsnění pracovního prostoru
- tři možnosti použití:
 1. využití vnitřní desky (poz.2) i vnější desky (poz.1), které jsou spojeny pomocí šroubů M3 a uzavřených matic (poz. 3 a 4). Vnější deska je pak přišroubována k trupu dronu
 2. použití pouze vnitřní desky a uchycení přímo do trupu, deska zároveň přispívá k utěsnění otvorů
 3. použití pouze vnější desky slepené s kontejnerem a sešroubované s trupem, odpadá nutnost uzavřených matic
- plošné díly (poz. 1 a 2) jsou navrženy pro výrobu z uhlíkových případně, skelných laminátových plátů tloušťky 1,5 mm a pro vyřezání na NC stroji

7.4.3 Návrh 3

NEVEŘEJNÉ

z důvodu dohody o utajení není obsah dostupný

Obrázek 7.6: Návrh držáku – drzak_03

Tabulka 7.4: Kusovník drzak_03

poz.	název	ks.	hm. [g]
1	objímka	2	4
2	velcro páska 20x350	1	≈10
celkem			18

- držák je navržen k umístění záchranného systému na rameno koptéry
- díly (poz.1) jsou navrženy pro výrobu vstřikováním plastů do formy
- objímky mohou být k rameni koptéry přilepeny nebo pouze pojištěny elektrikařskými stahovacími páskami
- kontejner je k objímkám připevněn velcro páskou, která není na obrázku zobrazena
- značná úspora hmotnosti

7.4.4 Návrh 4

NEVEŘEJNÉ

z důvodu dohody o utajení není obsah dostupný

4

Obrázek 7.7: Návrh držáku – drzak_04

Tabulka 7.5: Kusovník drzak_04

poz.	název	ks.	hm. [g]
1	objímka	2	3
2	deska	1	10
3	samojistná matice M3	4	2
4	závitová tyč M3×40	2	2
5	velcro páska 20x350	1	≈10
celkem			36

- díly jsou navrženy pro výrobu vstřikováním plastů do formy nebo laminováním do negativních forem
- naklápěcí osa kontejneru umožňuje směřovat výstřel padáku
- kontejner je k desce držáku připevněn velcro páskou, která není na obrázku zobrazena

7.4.5 Návrh 5

NEVEŘEJNÉ

z důvodu dohody o utajení není obsah dostupný

Obrázek 7.8: Návrh držáku – drzak.05

Tabulka 7.6: Kusovník drzak.05

poz.	název	ks.	hm. [g]
1	deska	1	3
2	uzavřená matice M3	3	2
3	šroub M3×5	3	0,6
celkem			11

- držák je navržen pro DJI SW1000+ – trup zobrazen hnědou barvou
- deska držáku (poz.1) je navržena pro výrobu z plátů uhlíkového, případně skelného laminátu a pro obrobení na NC stroji.
- použití uzavřených matic pro zatěsnění pracovního prostoru

7.5 Zhodnocení návrhů

Bylo předloženo několik konstrukčních návrhů včetně předpokládané hmotnosti, které splňují požadavky stanovené v kapitole 7.1. Jelikož nejsou přesně známy velikosti zatížení, jedná se o návrhy zachycující podstatu funkce. Pevnostní požadavky lze řešit až v okamžiku kdy je známá manévrová obálka.

Pro splnění požadavků DO-160 byly pro veškeré šroubové spoje navrženy samojistné matice, které odolávají vibracím. U návrhů 2 a 5 je použití uzavřených matic nutností.

Tabulka 7.7: Parametry návrhů držáku pro GBS 10

	hmotnost [g]
drzak_01	34
drzak_02	24
drzak_03	8
drzak_04	36
drzak_05	11
3M Dual Lock	4

Byl zařazen i návrh pro konkrétní dron DJI SW1000+, který využívá prvků konstrukce pro uchycení kontejneru. V tabulce 7.7 jsou uvedeny parametry předložených návrhů.

8 Testování palubního vybavení

Předpisy upravující provoz bezpilotních prostředků musí teprve vzniknout, lze ale předpokládat, že během začleňování bezpilotních prostředků do letového provozu budou přejímány již stávající předpisy.

Prokázání letové způsobilosti palubního vybavení bezpilotních prostředků dle normy CS-ETSO tak může být prvním krokem k jejich začlenění do běžného letového provozu.

Byla vypracována metodika ověřování letové způsobilosti za extrémních klimatických podmínek, resp. splnění minimálních výkonů záchranného systému GBS 10 dle předpisu CS-ETSO, která v odstavci 2.1 *Normy vnějšího prostředí stanovuje Není-li v odstavci 3.2.1 specifikace ETSO stanoveno jinak, jsou platné normy vnějšího prostředí obsažené v dokumentu EUROCAE/RTCA ED-14G/RTACA -160G Enviromental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment* [25]¹.

8.1 RTCA DO-160

Dokument RTCA DO-160G stanovuje minimální podmínky vnějšího prostředí, dělí je do kategorií a předkládá zkušební postupy pro ověření minimálních požadavků palubního vybavení [26].

Z dokumentu vyplývá, že výběr podmínek vnějšího prostředí a zkušebních postupů je zcela na autorech výkonových standardů daného zařízení.

Navrhované zkušební postupy pro podmínky vnějšího prostředí:

- | | |
|---|---|
| • Teplota a Výška | • Napájení |
| • Teplotní cykly | • Špičky napětí |
| • Vlhkost | • Ovlivnitelnost nízkofrekvenčními signály |
| • Provozní rázy a havarijní bezpečnost | • Ovlivnitelnost indukovanými signály |
| • Vibrace | • Ovlivnitelnost vysokofrekvenčními signály (vyzařovanými a vedenými) |
| • Odolnost proti explozi ve výbušné atmosféře | • Vyzařování vysokofrekvenční energie |
| • Odolnost proti působení vody | • Ovlivnitelnost přechodovými jevy způsobenými blesky |
| • Odolnost proti působení kapalin | • Přímé účinky blesku |
| • Prach a písek | • Námraza |
| • Odolnost houbám a plísním | • Elektrostatický výboj |
| • Solná mlha | • Oheň, Hořlavost |
| • Účinky magnetického pole | |

¹Volně přeloženo jako „podmínky vnějšího prostředí a zkušební postupy palubního vybavení“.

8.1. RTCA DO-160

Záchranný systém je dodáván ve dvou verzích: „Light“ a „Tough“. Oproti verzi Light je verze Tough podrobena testování o větším rozsahu a zároveň je řazena do kategorií s většími nároky na funkčnost.

Testy pro Galaxy GBS 10 jsou uvedeny tabulce 8.1.

Tabulka 8.1: Navrhované testy a zařazení do kategorií dle DO-160 pro GBS Galaxy

	Doporučené testy pro verzi:	
	Light	Tough
Teplota a výška	B2 ($-40\text{ }^{\circ}\text{C}$; $70\text{ }^{\circ}\text{C}$) / 2 h	D2 ($-55\text{ }^{\circ}\text{C}$; $70\text{ }^{\circ}\text{C}$) / 2 h
Teplotní cykly	B $2 \times (-40\text{ }^{\circ}\text{C}-70\text{ }^{\circ}\text{C}) / 5\text{ }^{\circ}\text{C min}^{-1}$	A $2 \times (-40\text{ }^{\circ}\text{C}-70\text{ }^{\circ}\text{C}) / 10\text{ }^{\circ}\text{C min}^{-1}$
Vlhkost	C $38-55\text{ }^{\circ}\text{C} / 85-95\text{ \% RV} / 144\text{ h}$	B $38-65\text{ }^{\circ}\text{C} / 85-95\text{ \% RV} / 240\text{ h}$
Provozní rázy	A $6\text{ g}/11\text{ ms}$	A ($6\text{ g}/11\text{ ms}$)
Vibrace	×	R (15 h)
Voděodolnost	×	R ($450\text{ l min}^{-1}/15\text{ min}$)
Prach a písek	×	S (4 h)
Solná mlha	×	S (48 h)
Námraza	×	A & B (30+ h)

9 Testy vnějšího prostředí systému GBS 10

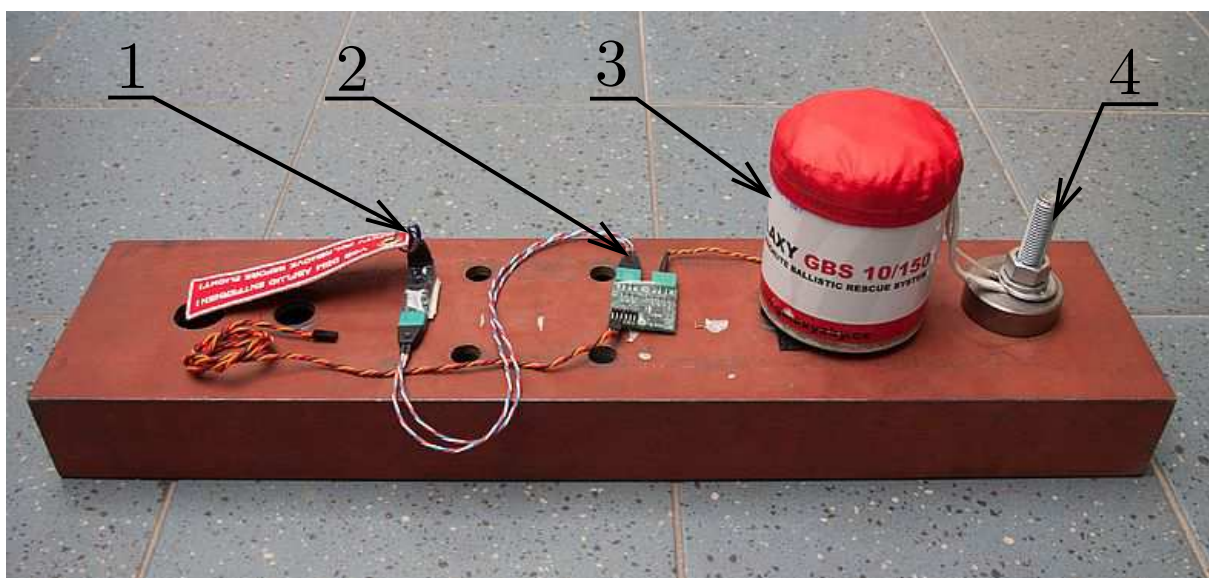
Před zahájením testování ZS Galaxy byl stanoven tzv. výkonový standard, který je určen (Sec.1 [26]):

- EUROCAE Minimum Operational Performance Specifications
- RTCA Minimum Performance Standards a/nebo RTCA Minimum Operational Performance Standards
- Výrobce zařízení

Uvedené dokumenty nezahrnují ZS. Po dohodě s výrobcem, byl výkonový standard pro GBS Galaxy stanoven jako soubor následujících podmínek:

- Nedojde k aktivaci pyroiniciátoru se zasunutou bezpečnostní pojistkou při vydání pokynu k aktivaci.
- Nedojde k samovolné aktivaci pyroiniciátoru bez bezpečnostní pojistky.
- Po aktivaci pyroiniciátoru řídicím signálem padákový vrchlík opustí kontejner do vzdálenosti l - délka vázacích lan, viz obrázek 9.5b.

Minimální výkonové požadavky jsou prokázány, jsou-li tyto podmínky splněny po provedení testu. DO-160 nevyžaduje opakované prokazování.



Obrázek 9.1: Konfigurace testů: minimální / maximální provozní teploty a vlhkosti.
1-bezpečnostní pojistka, 2-ovládací elektronika, 3-kontejner, 4-ukotvení vázacích lan.

9.1 Teplota a Výška

cíl testu: ověření výkonových charakteristik v definovaném rozsahu teplot a výšek.

Dle umístění zařízení je určena kategorie a rozsah pracovních teplot a výšek (Sec.4 [26]).

kategorie:

9.1. TEPLOTA A VÝŠKA

- B2 – zařízení je umístěno na tlakově i teplotně nekontrolovaném místě na letadle, pracuje do výšek 25 000 ft (7620 m) MSA.
- D2 – zařízení je umístěno na tlakově i teplotně nekontrolovaném místě na letadle, pracuje do výšek 50 000 ft (15200 m) MSA.

test: s ohledem na konstrukci a princip fungování systému byly vybrány tyto testy:

- Minimální provozní teplota (Sec 4.5.1)
- Maximální provozní teplota (Sec 4.5.4)

doba k provedení testu: 2 h + 2 h

9.1.1 Minimální provozní teplota

testované zařízení: Galaxy GBS 10, verze LIGHT

kategorie: B2: -40 °C / 2 h

použité vybavení: vysílač MC-22, přijímač Jeti Rx-7, napájecí akumulátor 4,5 V, klima komora, vysokorychlostní kamera

průběh zkoušky: Testované zařízení bylo připojeno ke zdroji napětí a umístěno do klima komory, kde byla postupně snižována teplota na -40 °C. Po ustálení teploty zařízení byl spuštěn odpočet času výdrže – 2 h. Po uplynutí této doby bylo zařízení vyjmuto z klima komory a umístěno do prostoru s rychlokamerou. Bylo ověřeny výkonové standardy.

výsledek zkoušky: Zařízení vyhovělo stanoveným výkonovým standardům, po výstřelu vrchlík napnul vázací lana. Záznam teploty v průběhu zkoušky je v příloze [B](#)

9.1.2 Maximální provozní teplota

testované zařízení: Galaxy GBS 10, verze LIGHT

kategorie: B2: 70 °C / 2 h

použité vybavení: vysílač MC-22, přijímač Jeti Rx-7, napájecí akumulátor 4,5 V, klima komora, vysokorychlostní kamera

průběh zkoušky: Testované zařízení bylo připojeno ke zdroji napětí a umístěno do klima komory, kde byla postupně zvyšována teplota na +70 °C. Po ustálení teploty zařízení byl spuštěn odpočet času výdrže – 2 h. Po uplynutí této doby bylo zařízení vyjmuto z klima komory a umístěno do prostoru s rychlokamerou. Byly ověřeny výkonové standardy.

výsledek zkoušky: Zařízení vyhovělo stanoveným výkonovým standardům, po výstřelu vrchlík napnul vázací lana. Záznam teploty v průběhu zkoušky je v příloze [B](#)

9. TESTY VNĚJŠÍHO PROSTŘEDÍ SYSTÉMU GBS 10



Obrázek 9.2: Testované zařízení po testu minimální provozní teploty s viditelnou námrazou.



Obrázek 9.3: Vzorek v klima komoře v průběhu testu maximální provozní teploty.

9.2 Teplotní cykly

cíl testu: ověření výkonových charakteristik během teplotních změn v rozsahu provozních teplot ¹(Sec.5 [26]).

kategorie:

- B – zařízení umístěné v teplotně nekontrolovaném nebo částečně kontrolovaném místě letadla, minimální rychlost změny teploty 5 °C min^{-1}
- A – zařízení umístěné vně nebo uvnitř letadla, minimální rychlost změny teploty 10 °C min^{-1}

test:

- snížení teploty na minimální provozní teplotu
- změna předepsanou rychlostí na maximální provozní teplotu
- výdrž na maximální provozní teplotě
- snížení na minimální provozní teplotu, výdrž
- stabilizace na 15 °C – konec prvního cyklu
- další cyklus

doba k provedení testu: 2 cykly, celkem 8 h

9.3 Vlhkost

cíl testu: určení, zda zařízení odolává účinkům přírodní nebo uměle indukované vzdušné vlhkosti (Sec.6 [26]).

kategorie:

- C – prostředí vnější vlhkosti, zařízení je v přímém kontaktu s vnější atmosférou
- B – silně vlhké prostředí, zařízení pracuje v environmentálně nekontrolovaném prostředí a může být vystaveno výraznější vlhké atmosféře po delší časové úseky

test: vystavení působení vlhké atmosféry s danými parametry, viz tabulka 9.1

Tabulka 9.1: Souhrn podmínek kategorií testu vlhkosti

Kategorie:	B	C
stabilizace teploty	$38\text{ °C} / 85\% \text{ RV}$	$38\text{ °C} / 85\% \text{ RV}$
nárůst a výdrž na teplotě	$65\text{ °C} / 95\% \text{ RV} / 8\text{ h}$	$55\text{ °C} / 95\% \text{ RV} / 8\text{ h}$
snížování teploty	$38\text{ °C} / \geq 85\% \text{ RV} / 16\text{ h}$	$38\text{ °C} / \geq 85\% \text{ RV} / 16\text{ h}$
počet cyklů	10	6
celková doba působení vlhké atmosféry	240 h	144 h

doba k provedení testu: 144 h respektive 240 h

¹tento test je možné zkombinovat s testem provozních a skladovacích teplot dle Sec. 4.5.1, 4.5.2, 4.5.3 a 4.5.4 [26]

9.3.1 Prostředí vnější vlhkosti

testované zařízení: Galaxy GBS 10, verze LIGHT

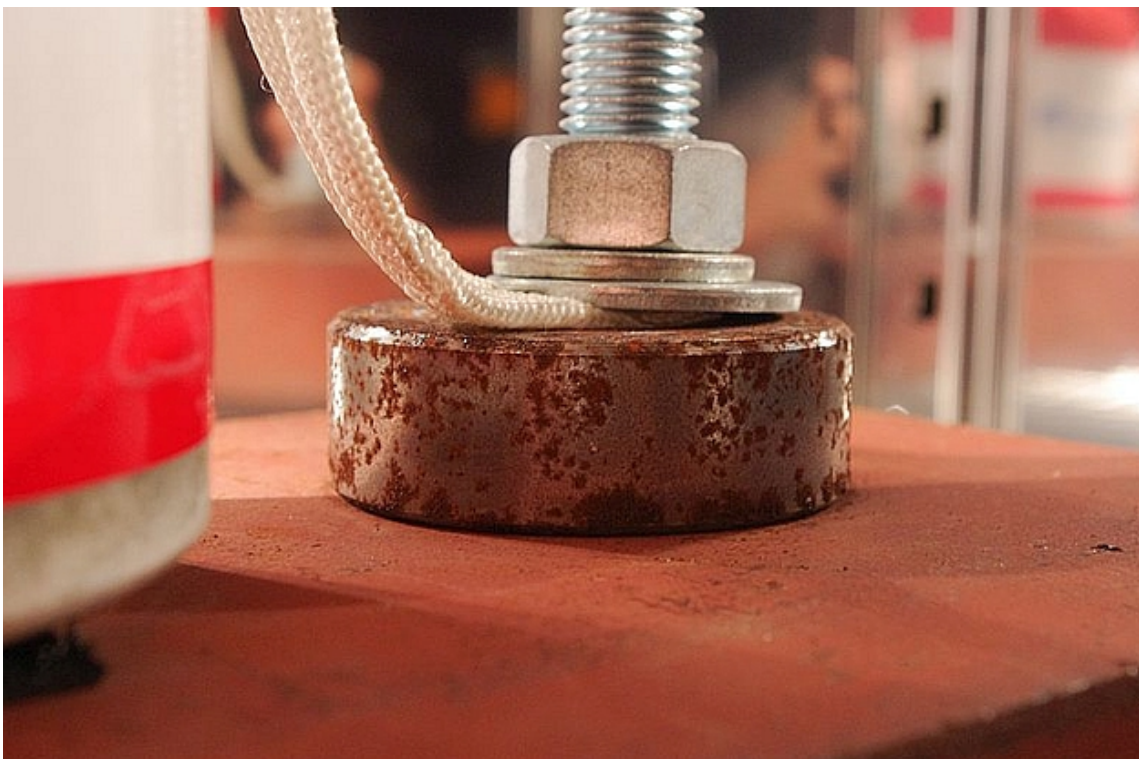
kategorie: C – prostředí vnější vlhkosti

použité vybavení: vysílač MC-22, přijímač Jeti Rx-7, napájecí akumulátor 4,5 V, klima komora, vysokorychlostní kamera

průběh zkoušky:

- zařízení bylo vloženo do klima komory, spuštěním komory došlo ke změně podmínek na 38 °C / 85 % RV
- následně započal cyklus, který byl 6 × opakován:
 1. v průběhu 2 h postupná změna podmínek na: 55 °C / 95 % RV
 2. výdrž v 6 h
 3. v průběhu 16 h postupná změna podmínek na: 38 °C / ≥ 85 % RV
- následovalo vyjmutí zařízení z komory a pauza o délce 1 h za normálních podmínek, po uplynutí této doby bylo zapojeno napájení a zařízení bylo ponecháno v klidu po dobu 15 min
- byly ověřeny výkonové standardy

výsledek zkoušky: Zařízení vyhovělo stanoveným výkonovým standardům, po výstřelu vrchlík napnul vázací lana. Záznamy podmínek prostředí uvnitř komory v průběhu zkoušky jsou v příloze [B](#)



Obrázek 9.4: Znamky koroze na testovacím přípravku po testu vlhkosti externího prostředí

9.4 Provozní rázy a havarijní bezpečnost

cíl testu: ověření funkce zařízení po vystavení provozním rázům vznikajících kupříkladu při pojíždění, přistání nebo poryvech (Sec.7 [26]).

kategorie: A – zařízení testováno na provozní rázy

test: podrobení zařízení třem rázům o velikosti 6g a trvání 11 ms. Průběh násobku na čase ve tvaru „pilového zubu“.

doba k provedení testu:

9.5 Vibrace

cíl testu: ověření správného fungování zařízení za současného působení vibracím (Sec. 8 [26]).

kategorie: R – robustní vibrace – doporučeno pro vybavení vrtulníků, demonstruje výkonové charakteristiky i integritu konstrukce

test:

- určení rezonančních frekvencí v rozsahu 10–2000 Hz
- výdrž minimálně 10 min na specifikované frekvenci ²=test výkonu
- výdrž minimálně 2 h na specifikované frekvenci = test odolnosti
- zopakování testu výkonu–hledání případných změn od prvního provedení
- opětovné určení rezonančních frekvencí v rozsahu 10–2000 Hz – hledání případných změn

doba k provedení testu: 15 h

9.6 Odolnost proti působení vody

cíl testu: určení odolnosti proti působení volně padající vody na zařízení (Sec.10 [26]).

kategorie: R – zařízení je umístěno na takovém místě, kde může být vystaveno přímému dešti

test: zařízení je sprchováno předepsanou hubicí ³, umístěnou ne dál než 2,5 m, při průtoku větším jak 450 l h⁻¹ po dobu 15 min

doba k provedení testu: 15 min

²určená dle tabulek 8-1, 8-2a a 8-2b (Sec.8 [26]), ovlivněná umístěním, počtem listů, otáčkami motoru atd.

³obrázek 10-2, Sec. 10 [26]

9.7 Prach a písek

cíl testu: test určí odolnost vybavení vůči účinkům písku a prachu unášeného proudem vzduchu o střední rychlosti. Předpokládané nepříznivé účinky jsou: vnikání nečistot do zařízení a omezení funkčnosti pohyblivých částí, relé, filtrů apod., vytvoření elektricky vodivých mostů, zárodky pro hromadění vypařované vody a s tím spojená možnost koroze, znečištění pracovních kapalin (Sec.12 [26]).

kategorie: S – zařízení je testováno na odolnost proti prachu i písku. Toto vybavení může být instalováno na místech, kde není úmyslně chráněno proti působení písku a prachu.

test: Prach – prach o předepsaném složení, koncentraci $3,5\text{--}8,8\text{ m}^{-3}$ proudí komorou rychlostí $0,5\text{--}2,4\text{ m s}^{-1}$. Zařízení je vystaveno působení prachu v prvním cyklu za teploty $25\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{RV} \leq 30\%$ po dobu jedné hodiny ve směru každé z hlavních orthogonálních os zařízení. V druhém cyklu za teploty $55\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{RV} \leq 30\%$ po dobu jedné hodiny ve směru každé z hlavních orthogonálních os zařízení.

Písek – písek o předepsaném složení, koncentraci $1,1\pm 3\text{ g m}^{-3}$ proudí komorou rychlostí $18\text{--}29\text{ m s}^{-1}$, zařízení je umístěno 3 m od bodu vstupu písku do komory. Zařízení je vystaveno působení prachu v prvním cyklu za teploty $25\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{RV} \leq 30\%$ po dobu jedné hodiny ve směru každé z hlavních orthogonálních os zařízení. V druhém cyklu za teploty $55\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{RV} \leq 30\%$ po dobu jedné hodiny ve směru každé z hlavních orthogonálních os zařízení.

doba k provedení testu: 4 h

9.8 Solná mlha

cíl testu: ověření funkce zařízení po vystavení dlouhodobému působení slané atmosféry, nebo solné mlhy jako při běžném provozu. Předpokládané efekty na zařízení jsou: koroze kovů, omezení pohybu pohyblivých částí, poškození izolantů, poškození kontaktů a nechráněných vodičů (Sec.14 [26]).

kategorie: T – zařízení je umístěno na takovém místě, kde je přímo vystaveno venkovnímu nefiltrovanému vzduchu na letadle, které může pracovat nebo být skladováno v blízkosti moře.

test: V prvním cyklu je zařízení vystaveno teplotě $35\text{ }^{\circ}\text{C}$, stanovené koncentraci solné mlhy po dobu 48 h, během které jsou měřeny vlastnosti a množství solné mlhy. Následně se zařízení nechá vyschnout za venkovní teploty, $\text{RV} \leq 50\%$, po dobu 24 h. V druhém cyklu se celý proces znovu opakuje za stejných podmínek.

doba k provedení testu: 144 h

9.9 Námraza

cíl testu: ověření výkonových charakteristik zařízení, které pracuje v podmínkách umožňujících vznik námrazy při rychlých změnách teploty, výšky a vlhkosti (Sec.24 [26]).

kategorie: B – pro zařízení s pohybujícími se částmi, u kterých je riziko omezení takového pohybu nebo kde by rozpínající se led mohl narušit funkci či integritu zařízení.

test:

- stabilizace zařízení na $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$, následuje snížení tlaku na hodnotu odpovídající maximální provozní výšce
- zvyšování teploty rychlostí $3\text{ }^{\circ}\text{C min}^{-1}$ společně se zvýšením $RV \geq 95\%$. Zvyšování probíhá dokud není povrchová teplota zařízení $0\text{--}5\text{ }^{\circ}\text{C}$, teplota v komoře nesmí přesáhnout $30\text{ }^{\circ}\text{C}$
- zvýšení tlaku v komoře na normální hodnotu během 15–30 min, po vyrovnaní tlaku snížení vlhkosti na 85%
- výše uvedené kroky jsou opakovány k dosažení celkového počtu cyklů 25.

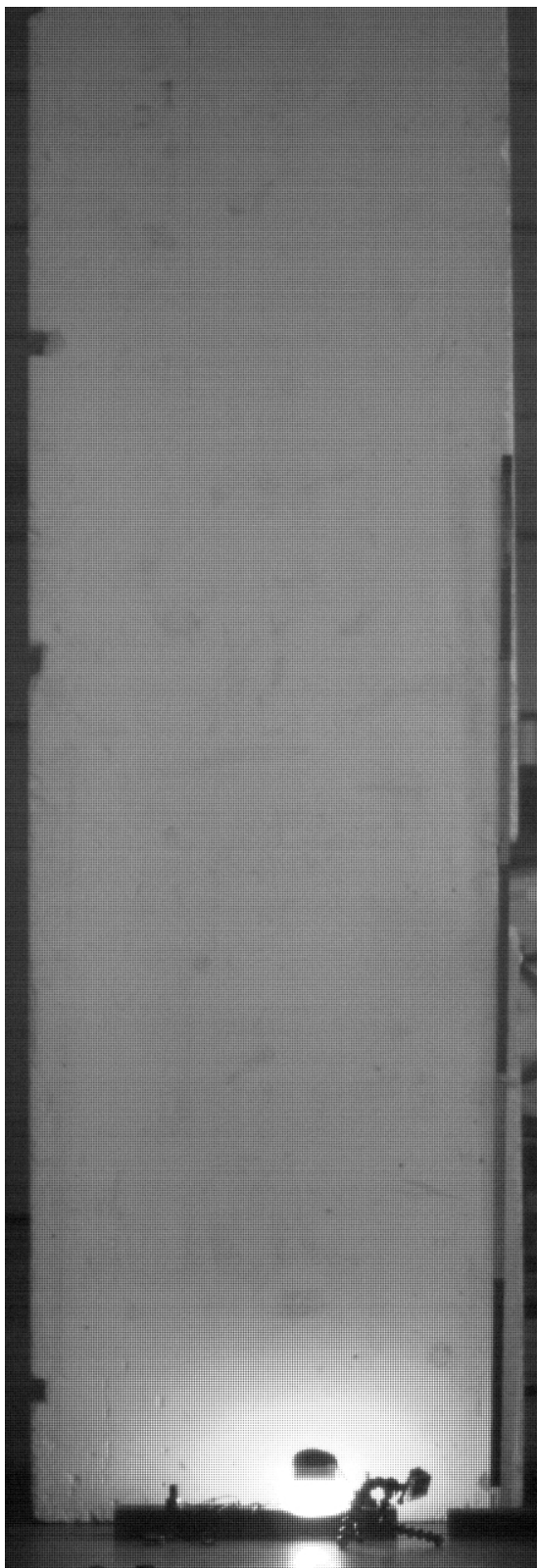
doba k provedení testu: $\approx 30\text{ h}$

9.10 Zhodnocení testů

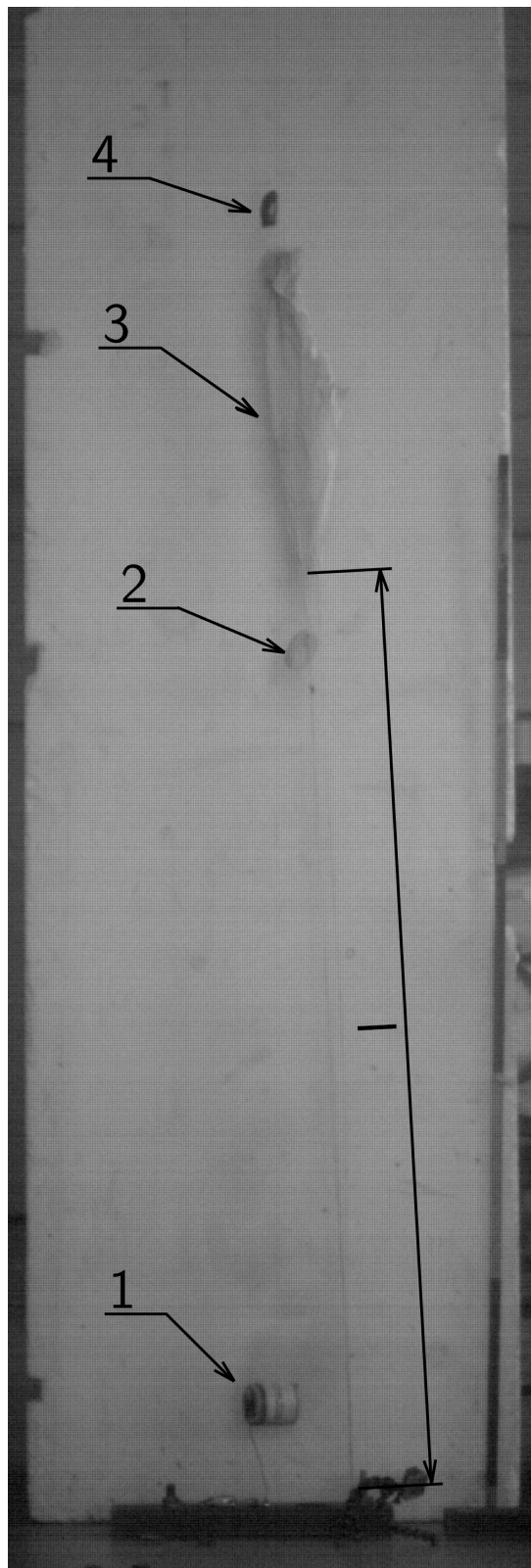
S ohledem na časové možnosti a dostupnost potřebného vybavení byla provedena část z navržených testů. Předmětem testování byla verze Light záchranného systému GBS 10/150, která úspěšně prošla provedenými testy.

Tabulka 9.2: Souhrn a vyhodnocení provedených testů

provedený test	dle odstavce	popis testu	vyhovění podmínkám testu
Teplota a výška	4.0	zařízení testováno dle kategorie B2	ANO
Minimální provozní teplota	4.5.2		
Maximální provozní teplota	4.5.4		
Vlhkost	6.0	zařízení testováno dle kategorie C	ANO



(a) Okamžik vznícení pyroiniciátoru.



(b) Úspěšné vyhovění výkonovému standardu – napnutí vazacích lan.
1–kontejner, 2–výtlačný píst, 3–vrchlík, 4–víčko, l–délka vazacích lan.

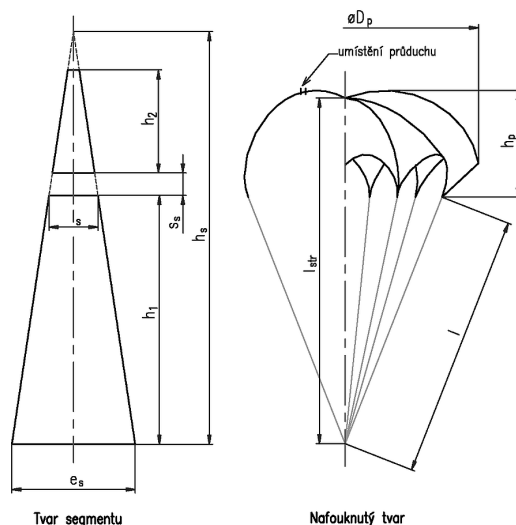
Obrázek 9.5: Záznam vyhovění výkonovým standardům z vysokorychlostní kamery

10 Verifikace letových výkonů padákových vrchlíků GBS 10

Pro praktické ověření letových výkonů byly navrženy dvě zkoušky. První – prototypová zkouška – měla za cíl srovnat výkony nové verze GBS 150–7p se starší GBS 150–14p při charakteristickém zatížení. Druhá – výzkumná zkouška – měla za cíl stanovit parametry vrchlíku GBS 10/150–7p.

10.1 Měření vrchlíky

Měřenými vrchlíky jsou GBS 150–7p a GBS 150–14p. Jedná se o anulární padákové vrchlíky určené pro stejné zatížení. Charakteristické rozměry uvedeny na obrázku 10.1 a shrnuty v tabulce 10.1.



Obrázek 10.1: Charakteristické rozměry padákových vrchlíků GBS 150 7p a 14p.

Tabulka 10.1: Souhrn charakteristických rozměrů padákových vrchlíků GBS 150 7p a 14p.

verze	N_{seg}	$N_{průduch}$	S_0	S_c	l_{str}	l	h_s	h_1	l_s	s_s	e_s	$m_{vrchlík}$
			[m ²]	[m ²]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[g]

NEVEŘEJNÉ

z důvodu dohody o utajení není obsah dostupný

10.2 Postup zkoušek

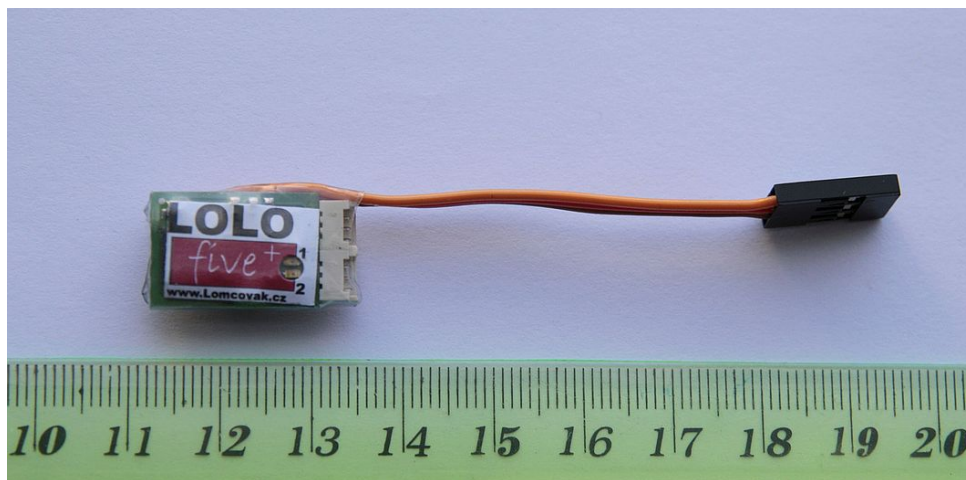
Obě zkoušky spočívaly ve vypouštění padáků s odpovídající zátěží z vyvýšeného místa – rozhledny na Zuberském kopci u Trhové Kamenice, která disponuje plošinou ve výšce 40 m nad okolním terénem a volnou plochou v jejím okolí.

Pro záznam potřebných dat bylo sestrojeno měřicí zařízení skládající se ze dvou modelářských výškoměrů LOLO 5+ (obrázek 10.2), jednoho článku Li-Pol baterie Nano-Tech 1200 mA h a ochranného molitanového pouzdra. Oba výškoměry byly pouzdrem odstíněny od přímého proudu vzduchu, aby bylo zaručeno měření pouze změny statického tlaku. Údaje o změně tlaku jsou zaznamenávány s frekvencí 10 Hz a přepočteny na výšku, s ohledem na okolní teplotu, algoritmem uvnitř výškoměru. Před zahájením měření byla provedena kalibrace měřicího řetězce, postup a výsledky jsou uvedeny v příloze D

Podvěsná tělesa byla sestavena z ocelových polotovarů s ohledem na forebody efekt popsany v kapitole 5.2.4.

K vypouštění padáků byl navrhnut a vyroben vypouštěcí mechanismus (obrázek 10.3b), zaručující vypuštění padáku z klidového stavu, tj. bez počátečních kmitů závaží a s dostatečnou vzdáleností od konstrukce rozhledny. Schéma mechanismu je umístěno v příloze C.

Na konec ramene vypouštěcího mechanismu byla umístěna dálkově ovládaná kamera zaznamenávající průběh jednotlivých shozů.



Obrázek 10.2: Výškoměr LOLO 5+.

Během zkoušek byly zaznamenávány vlastnosti okolní atmosféry. Tlak byl měřen u paty rozhledny tlakovým kalibrátorem DPI610_615, teplota byla měřena jak u paty rozhledny, tak i na její plošině. Rychlost větru byla měřena anemometrem na plošině rozhledny.

Každý shoz byl resp. kombinace: typ padáku – zatížení, byla změřena dvakrát, pro statistické zmírnění chyby měření. Celkově bylo provedeno 9 shozů, shoz 4 byl vyloučen se souboru dat.

10.3. VYHODNOCENÍ NAMĚŘENÝCH DAT



(a) Rozhledna na Zuberském kopci.

(b) Vypouštěcí mechanismus v činnosti.

Obrázek 10.3: Místo a způsob měření.

10.3 Vyhodnocení naměřených dat

10.3.1 Rychlost opadání

Naměřená data byla zpracována skriptem, který určuje rychlost opadání ze směrnice přímký spojující body začátku a konce ustáleného klesání. Zároveň skript provádí i korekci o chybu měřicího řetězce, zjištěnou při kalibraci a přepočítává hodnoty na atmosféru MSA úpravou rovnice (5.3) na tvar:

$$v_{D,MSA} = v_D \cdot \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}} \quad (10.1)$$

Kde:	v_D	=	změřená klesací rychlost	$[\text{m s}^{-1}]$
	ρ_0	=	1,225 – hustota vzduchu	$[\text{kg m}^{-3}]$
	ρ	=	$\frac{tlak_base}{R \cdot T}$	$[\text{kg m}^{-3}]$
	R	=	287,053 – plynová konstanta	$[\text{J kg}^{-1} \text{K}^{-1}]$
	T	=	průměrná teplota	$[\text{°C}]$

Výsledné hodnoty jsou uvedeny v tabulce 10.2. Záznamy průběhu výšky v čase pro jednotlivé shozy jsou uvedeny v příloze E.

Tabulka 10.2: Výsledné hodnoty klesacích rychlostí $v_{D,MSA}$, s – směrodatná odchylka.

padák	m_{TOW} [kg]	$v_{D,MSA,\#1}$ [m s ⁻¹]	$v_{D,MSA,\#2}$ [m s ⁻¹]	$v_{D,avg}$ [m s ⁻¹]	s
-------	-------------------	---	---	-------------------------------------	---

NEVEŘEJNÉ**z důvodu dohody o utajení není obsah dostupný**

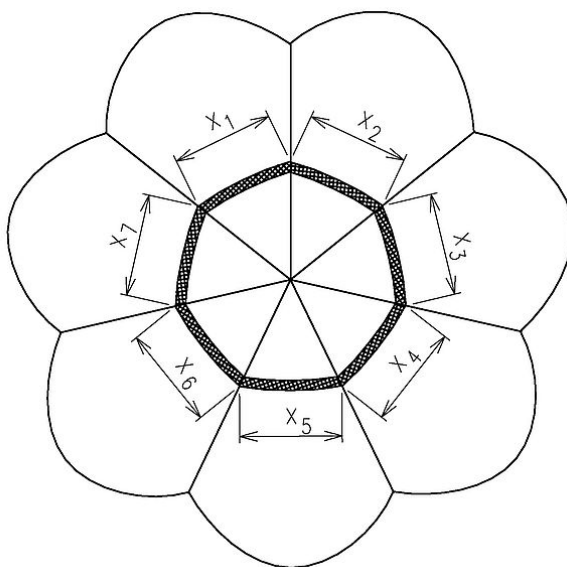
10.3.2 Výpočet průmětné plochy S_p

Průmětná plocha byla získána přepočtem z obrazového materiálu kamery umístěné na konci ramene vypouštěcího mechanismu. Z každého shozu byly vybrány snímky pro určení průměrné hodnoty plochy během sestupu.

Při následném zpracování byla určena zobrazená plocha vrchlíku S_{vykr} [mm²] a pomocí vztažného rozměru x i měřítko fotografie m [mm]. Jako vztažný rozměr byly zvoleny větrací otvory vrchlíku, které v průběhu letu nemění svůj velikost. Plocha S_p byla určena jako:

$$S_p = S_{vykr} \cdot m^2 \quad (10.2)$$

Podrobné hodnoty výpočtu plochy vrchlíku jsou uvedeny v příloze F.



Obrázek 10.4: Vztažné rozměry na vrchlíku pro výpočet plochy

Tabulka hodnot není kompletní z důvodu snosu padáku mimo osu kamery v průběhu klesání. Vyhodnocení takových dat je nepřesné.

10.3. VYHODNOCENÍ NAMĚŘENÝCH DAT

Tabulka 10.3: Výsledné hodnoty klesacích rychlostí $v_{D,MSA}$, s – směrodatná odchylka.

padák	m_{TOW} [kg]	$S_{p,\#1}$ [m ²]	$S_{p,\#2}$ [m ²]	$S_{p,avg}$ [m ²]	s
-------	-------------------	----------------------------------	----------------------------------	----------------------------------	-----

NEVEŘEJNÉ

z důvodu dohody o utajení není obsah dostupný

10.3.3 Průtažnost vázacích lan

Délka vázacích lan ovlivňuje průměr D_p , resp. plochu S_p a tím i výsledný odpor C_{Dp} . Vázací lana použitá na vrchlíku GBS 10/150 mají průměr 2 mm a při vyšším zatížení bylo zaznamenáno jejich značné prodloužení. Z údajů firmy Galaxy vyplývá, že rozložení zatížení mezi všechny vázací lana a středovou šňůru je 63:37 [23].

Byla proto změřena charakteristika poměrného prodloužení lan v závislosti na zatížení. Měřeným vzorkem bylo vázací lano o délce $l_0=2995$ mm, pro odstranění integrační chyby a chyby měření.

Poměrné prodloužení bylo vypočteno jako:

$$\varepsilon = \frac{\Delta l}{l_0} \quad (10.3)$$

Výsledné hodnoty jsou uvedeny v tabulce 10.4, průběh poměrného prodloužení je pak graficky znázorněn na obrázku 10.5

Tabulka 10.4: Poměrné prodloužení měřeného vzorku.

#	zatížení [g]	Δl [mm]	ε [1]
---	-----------------	--------------------	----------------------

NEVEŘEJNÉ

z důvodu dohody o utajení není obsah dostupný

NEVEŘEJNÉ

z důvodu dohody o utajení není obsah dostupný

Obrázek 10.5: Poměrné prodloužení vázacího lana v závislosti na zatěžující síle.

Proložení dat polynomem druhého stupně byla sestavena rovnice pro přepočet prodloužení lan (10.4)

NEVEŘEJNÉ (10.4)

Kde: M = zatížení [N]

Následně pak prodloužení lana Δl respektive délka zatíženého lana l :

$$\Delta l = \varepsilon \cdot l_0 \quad (10.5)$$

$$l = \Delta l + l_0 \quad (10.6)$$

Tabulka 10.5: Protažení vázacích lan a středové šňůry při charakteristickém zatížení

F	F_{lan}	F_{str}	l_{lan}	l_{str}	Δl_{lan}	Δl_{str}
[kg]	[kg]	[kg]	[m]	[m]	[mm]	[mm]

NEVEŘEJNÉ

z důvodu dohody o utajení není obsah dostupný

NEVEŘEJNÉ

z důvodu dohody o utajení není obsah dostupný

Obrázek 10.6: Protážení vázacích lan při charakteristickém zatížení

10.3.4 Součinitel jmenovitého odporu C_{D0}

Výpočty součinitele odporu vztaženy na jmenovitou plochu S_0 tak aby bylo možné porovnávat výkony jednotlivých typů a velikostí vrchlíků. Jeho hodnota je vypočtena úpravou rovnice (5.2) na:

$$C_{D0} = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot v_D \cdot S_0} \quad (10.7)$$

Tabulka 10.6: Součinitel jmenovitého odporu.

typ	m	S_0	v_D	C_{D0}
	[kg]	[m]	[m s ⁻¹]	[1]

NEVEŘEJNÉ

z důvodu dohody o utajení není obsah dostupný

NEVEŘEJNÉ

z důvodu dohody o utajení není obsah dostupný

(a)

(b)

Obrázek 10.7: Porovnání výkonů vrchlíku 10/150-7p a 10/150-14p

NEVEŘEJNÉ

z důvodu dohody o utajení není obsah dostupný

(a)

(b)

NEVEŘEJNÉ

z důvodu dohody o utajení není obsah dostupný

(c)

(d)

Obrázek 10.8: Změřené charakteristiky vrchlíku GBS 10/150

10.4 Porovnání výkonů vrchlíku 10/150

NEVEŘEJNÉ

z důvodu dohody o utajení není obsah dostupný

Obrázek 10.9: Srovnání výkonů vrchlíků GBS 10/150 a DJI Dropsafe [28], [29], [17].

Verifikace letových výkonů umožnila srovnání (obrázek 10.9) se současnými záchran-
nými systémy (viz kapitola 4.4)

Také umožnila sestavení charakteristik vrchlíku 10/150-7p – obrázek 10.8

11 Zkoušení systému GBS za letu

V návaznosti na testování jednotlivých samostatných částí systému je posledním krokem k prokázání spolehlivosti a bezpečnosti testování všech částí zároveň tj. letovými zkouškami.

11.1 Postup testů

Na základě poznatků shrnutých v kapitole 3 a 5.1 a s ohledem na charakteristiky balistického záchranného systému, byly navrženy dva kritické případy, resp. fáze letu, ve kterých je nutné ověřit správnou funkci systému.

První kritickou fází je vis, fáze letu, kdy bezpilotní prostředek stojí na místě. Rychlost v je blízká nule, čas potřebný k otevření – naplnění vrchlíku je nepřímo úměrný této rychlosti, viz rovnice (5.5).

Druhou kritickou fází je naopak let. Jelikož systém nedisponuje žádnými prvky, které by zpomalily otvírání padákového vrchlíku, může se otevírací ráz dostat až na kritickou hranici pevnosti vrchlíku, vázacích lan nebo konstrukce.

Zbýlé fáze letu, například rychlá rotace či nadměrný náklon, nebyly brány v úvahu, protože nejsou kritické z hlediska výšky záchrany.



(a) Instalace systému GBS 10/150 a videokamery na pravém rameni dronu.



(b) Záchranný systém v činnosti.

Obrázek 11.1: Testování systému Galaxy GBS 10 za letu.

Zkoušení proběhlo na bezpilotním prostředku firmy HAB.se (viz tabulka 7.1). Systém resp. kontejner byl upevněn pomocí Dual Lock pásky, přibližně do těžiště kopteru. Padák byl ke kopteru připojen pomocí úvazku v konstrukčních uzlech, tj. napojení rameno motoru – tělo dronu. V řídicím programu tohoto dronu pokyn k aktivaci záchranného systému byl zároveň pokynem k odpojení přívodu napájení motorů z důvodu ochrany vázacích lan padáku. Zároveň byla na rameni dronu umístěna kamera zaznamenávající průběh výstřelu a otevření padáku rychlostí 60 fps ¹.

¹frames per second, nebo také snímků za sekundu.

11.2 Stanovení času záchrany

Letové zkoušky proběhly dne 7. 11. 2014 na letišti aeroklubu Brno Medlánky. Prvním testovaným případem byl vis. Pilot navedl dron do výšky 40 m nad terén a aktivoval záchranný systém. Rozbor videozáznamu ukázal, že celý proces je zaznamenán na 101 snímcích – obrázek G.1. Doba záchrany je tedy:

$$\text{NEVEŘEJNÉ} \quad (11.1)$$

Druhým zkoušeným případem byl dopředný let. Pilot navedl dron ve směru vzletové a přistávací dráhy rychlostí přibližně 40 km h^{-1} a aktivoval záchranný systém. V tomto případě byl celý proces zachycen na 74 snímcích – obrázek G.2. Doba záchrany je tedy:

$$\text{NEVEŘEJNÉ} \quad (11.2)$$

11.3 Odhad výšky záchrany

Zkoušení za letu prokázalo, že z hlediska času záchrany je kritickým případem vis. V době provádění zkoušek nebyl k dispozici vhodný výškoměr, který by umožnil přesně určit minimální výšku záchrany. Proto byl vytvořen matematický model popisující jednorozměrný případ volného pádu dronu pro odhad záchranné výšky.

Odvození je založeno na diferenciálním počtu a využívá druhý Newtonův zákon. Výpočet je zjednodušen uvažováním dronu jako hmotného bodu o součiniteli odporu C_{DD} (konstantní pro danou změnu rychlosti) a hmotnosti m .

Výpočet zároveň zanedbává přírůstek odporu v průběhu otevírání vrchlíku a předložený odhad je tedy konzervativnějšího charakteru.

Pro první případ lze určit čas plnění vrchlíku t_s :

$$\text{NEVEŘEJNÉ} \quad (11.3)$$

Dron se pohybuje značnou část doby – od iniciace a vypnutí motorů po plné otevření vrchlíku – volným pádem, pro kritický případ je to přibližně 1,35 s, téměř 80% z celkového času záchrany t_s .

11.3.1 Odhad odporu

Součinitel odporu dronu včetně vrtulí je dán vztahem:

$$C_{DD} = C_{Dt} + C_{DV} \quad (11.4)$$

$$\begin{aligned} \text{Kde: } C_{Dt} &= \text{součinitel odporu trupu} \quad [-] \\ C_{DV} &= \text{součinitel odporu vrtule} \quad [-] \end{aligned}$$

Součinitel odporu trupu Trup použitého dronu je přibližně kvádr o rozměrech $400 \times 150 \text{ mm}$, půdorysná plocha je tedy $S_t = 0,06 \text{ m}^2$. Literatura [27] uvádí součinitel odporu pro kvádr je přibližně $C_{Dt} = 1,05$.

Součinitel odporu zastavených vrtulí . Použité vrtule mají průměr 450 mm.

$$C_{D_V} = \frac{C_{dv} \cdot S_v \cdot n}{S_t} \quad (11.5)$$

$$\begin{aligned} \text{Kde: } C_{dv} &= 0,09 \text{ [27]} & [1] \\ S_v &= \text{plocha vrtule} & [\text{m}^2] \\ S_t &= \text{plocha trupu} & [\text{m}^2] \\ n &= \text{počet vrtulí} = 6 \end{aligned}$$

Celkový součinitel odporu dronu je tedy:

$$C_{D_D} = 1,05 + \frac{0,09 \cdot \frac{\pi \cdot 0,45^2}{4} \cdot 6}{0,06} = 1,631 \quad (11.6)$$

11.3.2 Výpočet kinematických veličin rovnoměrně zpomaleného pohybu

Silová rovnováha v ose Y:

$$D_Y = m \cdot g \quad (11.7)$$

Řešení v ose Y:

$$m \cdot a_Y = -m \cdot g + \frac{1}{2} \rho v_Y^2 \cdot C_{D_D} \cdot S \quad (11.8)$$

$$\text{Kde: } S = S_t + 6 \cdot S_v \quad [\text{m}^2]$$

Zrychlení v ose Y získáme úpravou předchozí rovnice do tvaru:

$$a_Y = -g + \frac{\rho \cdot v_Y^2 \cdot C_{D_D} \cdot S}{2 \cdot m} \quad (11.9)$$

Rychlost v ose Y rovnoměrně zpomaleného pohybu:

$$v_Y = a_Y \cdot t \quad (11.10)$$

Rychlost roste až do tzv. mezní rychlosti, kdy nastane rovnováha mezi silou tíhovou a odporovou:

$$v_{mez} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot C_{D_D} \cdot S}} \quad (11.11)$$

Výpočet byl proveden numerickou integrací dle rovnic:

$$a_Y(t + dt) \cong -g + \frac{\rho \cdot C_{D_D} \cdot S}{2 \cdot m} \cdot v_Y^2(t) \quad (11.12)$$

$$v_Y(t + dt) \cong v_Y(t) + a_Y(t)dt \quad (11.13)$$

11.3. ODHAD VÝŠKY ZÁCHRANY

Výška , respektive dráhu pohybu lze zapsat:

$$h_Y = \frac{1}{2}a_Y t^2 + v_Y t \quad (11.14)$$

Pro nerovnoměrně zpomalený pohyb lze dráhu – výšku vypočíst jako:

$$h_Y(t + dt) \cong h_Y(t) + v_Y(t)dt \quad (11.15)$$

Tabulka 11.1: Výpočet kinematických veličin rovnoměrně zpomaleného pohybu.

#	čas [s]	a_Y [m s ⁻²]	v_Y [m s ⁻¹]	h [m]	#	čas [s]	a_Y [m s ⁻²]	v_Y [m s ⁻¹]	h [m]
1	0,00	-	0,000	0,000	19	0,90	-8,285	-8,338	-4,071
2	0,05	-9,807	-0,490	-0,025	20	0,95	-8,122	-8,744	-4,508
3	0,10	-9,801	-0,980	-0,074	21	1,00	-7,954	-9,142	-4,965
4	0,15	-9,783	-1,470	-0,147	22	1,05	-7,781	-9,531	-5,442
5	0,20	-9,754	-1,957	-0,245	23	1,10	-7,605	-9,911	-5,937
6	0,25	-9,714	-2,443	-0,367	24	1,15	-7,426	-10,282	-6,451
7	0,30	-9,662	-2,926	-0,513	25	1,20	-7,244	-10,644	-6,983
8	0,35	-9,599	-3,406	-0,684	26	1,25	-7,061	-10,997	-7,533
9	0,40	-9,526	-3,882	-0,878	27	1,30	-6,876	-11,341	-8,100
10	0,45	-9,441	-4,354	-1,095	28	1,35	-6,689	-11,676	-8,684
11	0,50	-9,347	-4,822	-1,337	29	1,40	-6,503	-12,001	-9,284
12	0,55	-9,243	-5,284	-1,601	30	1,45	-6,316	-12,317	-9,900
13	0,60	-9,130	-5,740	-1,888	31	1,50	-6,130	-12,623	-10,531
14	0,65	-9,008	-6,191	-2,197	32	1,55	-5,945	-12,920	-11,177
15	0,70	-8,878	-6,635	-2,529	33	1,60	-5,761	-13,208	-11,838
16	0,75	-8,740	-7,072	-2,883	34	1,65	-5,579	-13,487	-12,512
17	0,80	-8,595	-7,501	-3,258	35	1,70	-5,398	-13,757	-13,200
18	0,85	-8,443	-7,924	-3,654	36	1,75	-5,220	-14,018	-13,901

NEVEŘEJNÉ

z důvodu dohody o utajení není obsah dostupný

Obrázek 11.2: Průběh dráhy resp. výšky v čase hmotného bodu pohybujícího se nerovnoměrně zpomaleným pohybem.

Vypočtením doby volného pádu, můžeme určit výšku v jaké se dron bude nacházet před začátkem plnění vrchlíku:

NEVEŘEJNÉ

(11.16)

z důvodu dohody o utajení není obsah dostupný

(11.17)

S určitou rezervou lze hodnotu navýšit na 10,5 m pro odhadovanou výšku záchrany.

12 Závěr

Práce se věnuje problematice začleňování bezpilotních prostředků využívajících záchranný systém do letového provozu.

První část práce se zabývá analýzou nejčastěji detekovaných poruch bezpilotních prostředků. S ohledem na nedostatek důvěryhodných zdrojů byl proveden rozbor, ze kterého byly vyhodnoceny faktory, které nejvíce ovlivňují nehody bezpilotních prostředků.

Dále byla řešena zástavba záchranného systému Galaxy GBS 10 vyvinutého Leteckým ústavem VUT v Brně ve spolupráci s firmami Galaxy GRS, RCE Systems s.r.o., Indent Safety Systems a.s. na nejrozšířenější bezpilotní prostředky váhové kategorie GBS 10/150 (5–17 kg). Práce stanovuje specifiky a požadavky na instalaci systému, pro které následně předkládá několik návrhů konstrukce.

Jelikož v současnosti neexistují předpisy upravující požadavky na záchranné systémy bezpilotních prostředků, práce definuje metodiku prokázání letové způsobilosti daného systému z hlediska jeho funkčnosti za extrémních klimatických podmínek. Předpokládá přejímání stávajících předpisů pro palubní vybavení dle normy CS-ETSO, respektive dle DO-160. Tato metodika byla následně ověřena praktickými zkouškami na systému Galaxy GBS 10 s ohledem na časové možnosti a dostupnost potřebného vybavení. Systém byl úspěšně podroben zkouškám minimální i maximální provozní teploty a zkoušce prostředí vnější vlhkosti.

Práce se následně věnuje stanovení letových výkonů padákového vrchlíku systému. Byla měřena rychlost opadání vrchlíku v daném rozsahu zatížení, která byla porovnána s výkony systémů ostatních výrobců. Rozborem videozáznamu byla určena průměrná plocha vrchlíku. Měřením charakteristiky vázacích lan bylo určeno jejich protažení v závislosti na zatížení.

Poslední částí práce je metodika letových testů ověřující funkčnost celého záchranného systému. Analýzou videozáznamu byl stanoven čas záchrany a plnění vrchlíku. Pro nedostupnost měřících přístrojů byla z těchto údajů odhadnuta výška záchrany na základě matematického modelu.

Práce předložila několik návrhů konstrukčního řešení uchycení ZS Galaxy GBS 10 na nejpoužívanější bezpilotní prostředky. Prokázala jeho funkčnost za extrémních podmínek na okrajích spektra provozních teplot a při působení prostředí vnější vlhkosti. Zároveň práce stanovila základní výkonové charakteristiky použitého padákového vrchlíku. K úplnému prokázání letové způsobilosti systému je třeba dokončit zkoušky vlivu vnějšího prostředí.

Seznam použitých zdrojů

- [1] ICAO, International Civil Aviation Organization. *ICAO Cir 328, AN 190: Unmanned aircraft systems (UAS)*. Montréal: International Civil Aviation Organization, 2011. ISBN 978-929-2317-515.
- [2] TUCKER, Spencer a Priscilla Mary ROBERTS. *The encyclopedia of the Arab-Israeli conflict: a political, social, and military history*. Santa Barbara, Calif.: ABC-CLIO, c2008, 4 v. ISBN 978-1851098415.
- [3] GLOBAL HAWK . *Defence Blog* [online]. 17. 12. 2014. 2014 [cit. 2015-04-14]. Dostupné z: http://defence-blog.com/wp-content/uploads/2014/12/rq4b_block30arrival_2_20091127.jpg
- [4] BLACK HORNET. WATT, Richard. *Ministry of Defence* [online]. 03-01-2013. 2013, [cit. 2015-04-14]. Dostupné z: <http://www.defenceimagery.mod.uk/fotoweb/Grid.fwx?archiveId=5042&search=45155077.jpg>
- [5] *RTS Ideas* [online]. 2014 [cit. 2015-04-11]. Dostupné z: <http://www.rtsideas.com/>
- [6] *DJI* [online]. 2015 [cit. 2015-04-25]. Dostupné z: www.dji.com
- [7] *Ústav pro odborné zjišťování příčin leteckých nehod* [online]. 2015 [cit. 2015-03-25]. Dostupné z: <http://www.uzpln.cz/>
- [8] *RC Groups* [online]. 2015 [cit. 2015-03-25]. Dostupné z: <http://www.rcgroups.com/>
- [9] Forum. *DIY Drones* [online]. 2015 [cit. 2015-03-25]. Dostupné z: <http://diydrones.com/forum>
- [10] MIL-P-25062B. *General Requirements for Development of Parachute Recovery System, Missile and Drone*. USA: Department of Defence, 1971. Dostupné z: <http://www.assistdocs.com/>
- [11] KNACKE, T. *Parachute recovery systems: design manual*. 1st ed. Santa Barbara, CA: Para Pub., 1992, 1 v. (various pagings). ISBN 09-155-1685-3.
- [12] WYLLIE, Tim. Parachute recovery for UAV systems. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology* [online]. 2001, vol. 73, issue 6, s. 542-551 [cit. 2015-02-27]. DOI: 10.1108/00022660110696696. Dostupné z: <http://www.emeraldinsight.com/doi/abs/10.1108/00022660110696696>
- [13] October 2013 trials with Elbit - Skylark Landing. *Imint* [online]. 2013 [cit. 2015-02-26]. Dostupné z: www.imint.se/october-2013-trials-elbit-skylark-landing
- [14] NASA. *STS-66 Shuttle Atlantis Edwards Landing with Drag Chute* [online]. 1994 [cit. 2015-05-02]. Dostupné z: https://www.nasa.gov/sites/default/files/images/275846main_EC94-42853-2_full_full.jpg
- [15] New Scientist. *Shoot that chute* [online]. 2006 [cit. 2015-02-27]. Dostupné z: www.newscientist.com/blog/technology/2006/07/shoot-that-chute.html

SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

- [16] DJI Dropsafe manual. *DJI* [online]. 2015 [cit. 2015-05-25]. Dostupné z: http://download.dji-innovations.com/downloads/dropsafe/en/DJI_Dropsafe_User_Manual_v1.2_en.pdf
- [17] Skycat x86. *Skycat.pro* [online]. 2015 [cit. 2015-03-27]. Dostupné z: <http://www.skycat.pro/shop/skycat-x68>
- [18] Iris Ultra Chutes. *FruityChutes* [online]. 2015 [cit. 2015-05-27]. Dostupné z: <http://fruitychutes.com/buyachute/iris-ultra-chutes-30-to-192-c-18/>
- [19] 3D Robotics: 3DR [online]. 2015 [cit. 2015-05-24]. Dostupné z: <http://store.3drobotics.com/>
- [20] Walkera [online]. 2014 [cit. 2015-05-24]. Dostupné z: <http://www.walkera.com/>
- [21] Aerialtronics [online]. 2015 [cit. 2015-05-24]. Dostupné z: <http://www.aerialtronics.com/>
- [22] Sky Eye Inovations [online]. 2015 [cit. 2015-03-27]. Dostupné z: <http://skyeyeinnovations.se/>
- [23] Multicopters. *GALAXY GRS s.r.o.* [online]. 2015 [cit. 2015-05-02]. Dostupné z: <http://www.galaxysky.cz/multicopters-s71-cz>
- [24] 3M. *3M* [online]. 2015 [cit. 2015-04-27]. Dostupné z: www.3m.com
- [25] CS-ETSO. *Certification Specifications for European Technical Standard Orders*. Cologne, Germany: European Aviation Safety Agency, 2012.
- [26] RTCA DO-160G. *Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment*. 1828 L Street, NW, Suite 805 Washington, DC 20036, USA: RTCA Incorporated, December 8, 2010.
- [27] *Fluid-dynamic drag: practical information on aerodynamic drag and hydrodynamic resistance*. 2nd ed. Bakersfield: Hoerner Fluid Dynamics, 1992. ISBN 978-999-1194-448.
- [28] DJI Dropsafe manual. *DJI* [online]. 2015 [cit. 2015-05-25]. Dostupné z: http://download.dji-innovations.com/downloads/dropsafe/en/DJI_Dropsafe_User_Manual_v1.2_en.pdf
- [29] Iris Ultra Chutes. *FruityChutes* [online]. 2015 [cit. 2015-05-27]. Dostupné z: <http://fruitychutes.com/buyachute/iris-ultra-chutes-30-to-192-c-18/>

Seznam použitých zkratek symbolů

Symbol	Rozměr	Veličina
α	[°]	úhel náběhu
ρ	[kgm ⁻³]	hustota vzduchu
ρ_0	[kgm ⁻³]	hustota vzduchu v 0m MSA
ε	[—]	poměrné prodloužení
a_Y	[ms ⁻²]	zrychlení v ose Y
C_{D_t}	[—]	součinitel odporu trupu
C_{D_v}	[—]	součinitel odporu vrtule
C_{D_0}	[—]	součinitel odporu vrchlíku
C_D	[—]	součinitel odporu
C_M	[—]	součinitel klopivého momentu
C_x	[—]	součinitel otevíracích sil
D	[N]	odporová síla
D_0	[m]	jmenovitý průměr
D_B	[m]	průměr forebody
D_c	[m]	konstrukční průměr
D_p	[m]	průmětný průměr
D_Y	[N]	odporová síla v ose Y
e_s	[m]	šířka segmentu vrchlíku
g	[ms ⁻²]	tíhové zrychlení
h_f	[m]	výška plnění vrchlíku
h_s	[m]	výška segmentu vrchlíku
h_s	[m]	výška záchrany
L	[N]	vztlaková síla
l_s	[m]	délka větracího otvoru
M	[Nm]	klopivý moment
m_{TOW}	[kg]	vzletová hmotnost (Take Of Weight)
n	[—]	plnicí konstanta
R	[J kg ⁻¹ K ⁻¹]	plynová konstanta
S_0	[m ²]	jmenovitá plocha
S_B	[m ²]	plocha forebody
S_c	[m ²]	konstrukční plocha
S_p	[m ²]	průmětná plocha
s_s	[m]	šířka větracího otvoru
S_t	[m ²]	plocha trupu
S_v	[m ²]	plocha vrtule
T	[°C]	teplota
t_f	[s]	čas plnění vrchlíku
t_s	[s]	čas záchrany
v_∞	[ms ⁻¹]	rychlost nerozrušeného proudu
v_D	[ms ⁻¹]	rychlost opadání
v_Y	[ms ⁻¹]	rychlost v ose Y

SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

Zkratka	Význam
ZS	záchranný systém
GPS	Global Positioning System
RTCA	Radio Technical Commission for Aeronautics
EUROCAE	European Organisation for Civil Aviation Equipment